

# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH DVOUMOTOROVÉHO LETOUNU KATEGORIE PRO SBĚRNOU  
DOPRAVU

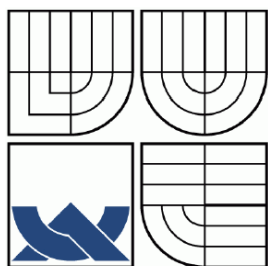
DIPLOMOVÁ PRÁCE  
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE  
AUTHOR

Bc. MAREK HORÁK

BRNO 2009





VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ  
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ  
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING  
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

# NÁVRH DVOUMOTOROVÉHO LETOUNU KATEGORIE PRO SBĚRNOU DOPRAVU

TWIN ENGINE AIRCRAFT DESIGN FOR COMMUTER CATEGORY

DIPLOMOVÁ PRÁCE  
MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE  
AUTHOR

Bc. MAREK HORÁK

VEDOUCÍ PRÁCE  
SUPERVISOR

doc. Ing. JAROSLAV JURAČKA, Ph.D.

BRNO 2009



Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2008/2009

## **ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE**

student(ka): Bc. Marek Horák

který/která studuje v **magisterském navazujícím studijním programu**

obor: **Stavba letadel (2301T039)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

### **Návrh dvoumotorového letounu kategorie pro sběrnou dopravu**

v anglickém jazyce:

### **Twin Engine Aircraft Design for Commuter Category**

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Na základě dostupných podkladů navrhnete dvoumotorový letoun pro devět cestujících s přetlakovanou kabinou v kategorii pro sběrnou dopravu. Během návrhu optimálně využijte možných dílů a řešení letounu EV-55 Outback.

Cíle diplomové práce:

V rámci detailních prací definujte zatížení trupu, rozpracujte konstrukci trupu a návrh systému přetlakování, a proveďte pevnostní analýzu. Dále se zaměřte na srovnání nárůstu hmotnosti vůči původnímu letounu.

Seznam odborné literatury:

- [1] Roskam, J., Airplane Design, University of Kansas, Lawrence, USA, 1990
- [2] Čalkovský, Konstrukce a pevnost letadel, VAAZ, 1984,
- [3] Předpis CS/FAR - 23

Vedoucí diplomové práce: doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2008/2009.

V Brně, dne 20.11.2008

L.S.

---

prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.  
Ředitel ústavu

---

doc. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.  
Děkan fakulty

## ANOTACE

Tato práce se zabývá návrhem verze letounu EV-55 Outback, vybavené přetlakovou kabinou. Jsou v ní uvedeny obecné zásady a požadavky předpisů na konstrukci přetlakových kabin. Obsahuje návrh úpravy trupu oproti nepřetlakované verzi letounu a také návrh jeho konstrukce. Práce dále obsahuje návrh konstrukce a zástavby systému klimatizace a nouzového kyslíkového systému. Součástí práce je také rozbor hmotností a kontrola centráže, definici zatížení přetlakové kabiny s jednoduchou pevnostní analýzou a výpočet základních letových výkonů. Na základě výsledných hmotností a letových výkonů je pak navržený letoun porovnán s obdobnými konstrukcemi jiných výrobců.

## ANNOTATION

This master's thesis deal with design of EV-55 Outback airplane with pressurized cabin. In this thesis are given common principles and requirements of regulations on construction pressurized cabin. A necessary fuselage modifications and fuselage construction are included. Also construction and build up of air-conditioning system and emergency oxygen system are included. Some parts of this thesis are about weight and balance, definition of pressurized cabin load, simple stability analysis and basic flight performance calculation. At the end of this master's thesis a result of weight and flight performances are compared with analogous airplanes by other producers.

## KLÍČOVÁ SLOVA

dvumotorový letoun, návrh letounu, konstrukce letounu, přetlaková kabina, klimatizační soustava, systém přetlakování, nouzová kyslíková soustava, zatížení trupu, hmotnost a centráž, letové výkony

## KEYWORDS

twin engine aircraft, aircraft design, aircraft structure, pressurized cabin, cabin environmental system, pressurization, emergency oxygen system, fuselage loads, weight and balance, flight performance

## BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

HORÁK, M. *Návrh dvumotorového letounu kategorie pro sběrnou dopravu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2009. 127 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.

---





### **Čestné prohlášení**

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně, pod vedením vedoucího diplomové práce pana doc. Ing. Jaroslava Juračky, Ph.D. Literaturu a další zdroje, z nichž jsem čerpal, v práci řádně cituji.

V Brně dne 27. května 2009.

Podpis:

---



## **Poděkování**

Děkuji vedoucímu diplomové práce, panu doc. Ing. Jaroslavu Juračkovi, Ph.D. a panu Ing. Ladislavu Chybíkovi ze společnosti Evektor Aerotechnik, za čas a užitečné rady, které mi poskytli při vypracovávání této diplomové práce.

---



## OBSAH

OBSAH .....	11
1 ÚVOD .....	13
1.1 Rozbor zadání .....	13
1.2 Popis letounu EV-55 .....	14
1.3 Přehled konkurenčních letounů .....	16
2 NÁVRH KONSTRUKCE LETOUNU .....	23
2.1 Drak letounu .....	23
2.1.1 Požadavky předpisů na konstrukci přetlakové kabiny .....	23
2.1.2 Obecné konstrukční zásady .....	24
2.1.3 Úprava tvaru trupu .....	25
2.1.4 Volba přetlakovaných prostor letounu .....	27
2.1.5 Uspořádání elementů nosné konstrukce .....	28
2.1.6 Volba materiálů .....	29
2.1.7 Návrh některých konstručních prvků .....	30
2.2 Návrh klimatizační a výškové soustavy .....	33
2.2.1 Požadavky předpisů na soustavy zajišťující přetlakování a klimatizaci kabiny .....	33
2.2.2 Konstrukce klimatizační a výškové soustavy .....	35
2.2.3 Průběh přetlakování .....	41
2.3 Návrh nouzové kyslíkové soustavy .....	46
2.3.1 Požadavky předpisů na nouzovou dodávku kyslíku .....	46
2.3.2 Konstrukce nouzové kyslíkové soustavy .....	46
2.4 Pohonná jednotka .....	49
2.4.1 Pohonná jednotka nepřetlakovaného letounu .....	49
2.4.2 Přehled dalších pohonných jednotek .....	50
3 HMOTNOSTNÍ ROZBOR .....	52
3.1 Stanovení přírůstků hmotností jednotlivých částí letounu .....	52
3.1.1 Přírůstek hmotnosti od konstrukce draku .....	52
3.1.2 Přírůstek hmotnosti od instalace klimatizační a výškové soustavy .....	58
3.1.3 Přírůstek hmotnosti od nouzové kyslíkové soustavy .....	59
3.2 Stanovení charakteristických hmotností letounu .....	59
3.3 Kontrola centráže .....	61
3.3.1 Poloha těžiště a centráž prázdného letounu .....	61
3.3.2 Obálka hmotností a centrází .....	62
4 DEFINICE ZATÍŽENÍ A PEVNOSTNÍ ANALÝZA .....	66
4.1 Zatížení trupu .....	66
4.1.1 Obálky zatížení .....	67
4.1.2 Zatížeční konstrukce od vnitřního přetlaku .....	82
4.2 Pevnostní analýza .....	84
4.2.1 Případy zatížení .....	84
4.2.2 MKP model .....	84
4.2.3 Analýza zatížení potahu .....	86
4.2.4 Analýza zatížení přepážek .....	88
5 LETOVÉ VÝKONY .....	90
5.1 Letové výkony v horizontálním letu .....	91
5.1.1 Maximální rychlost horizontálního letu .....	92
5.1.2 Maximální cestovní rychlost letu .....	95

5.1.3	Ekonomická cestovní rychlost letu.....	98
5.2	Letové výkony ve stoupavém letu.....	100
5.2.1	Stoupavost a maximální úhel stoupání.....	100
5.2.2	Teoretický a praktický dostup .....	105
5.3	Dolet letounu .....	106
5.3.1	Dolet při maximální cestovní rychlosti .....	108
5.3.2	Dolet při ekonomické Cestovní rychlosti letu .....	114
6	POROVNÁNÍ VÝSLEDKŮ S KONKURENČNÍMI STROJI.....	118
7	ZÁVĚR.....	122
8	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ .....	123
9	SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK .....	124
10	SEZNAM PŘÍLOH .....	126

# 1 ÚVOD

Lety ve velkých nadmořských výškách jsou výhodné z řady hledisek. Především však proto, že ve vyšších nadmořských výškách je dosahováno lepší hospodárnosti provozu letounu, což je parametr, na kterém výrazně závisí obchodní úspěch či neúspěch každého letounu. Vyšší hospodárnost je způsobena vyšší tepelnou účinností turbínových motorů při nízkých teplotách vzduchu. Důsledkem toho dochází ke zvýšení doletu letounu. Také je zvýšeno pohodlí posádky i cestujících klidnějším letem bez atmosférických poruch, z hlediska konstrukce draku se dosahuje větší životnosti menším namáháním od vzdušných poryvů atd. Vysoká cestovní výška je výhodná i z pohledu hlukových emisí.

Aby však mohl civilní letoun bezpečně létat v těchto podmínkách, musí být nutně vybaven přetlakovou kabinou a všemi součástmi a zařízeními, které v jeho kabině spolehlivě zajišťují přirozené prostředí pro organismus člověka. V tomto ohledu je kladen důraz především na vhodné tlakové a teplotní podmínky v kabině a na správné složení vzduchu bez nadměrných koncentrací škodlivin.

Avšak samotná konstrukce přetlakových kabin je spojena s množstvím problémů a komplikací. Jedním z hlavních je zajištění bezpečnosti a životnosti celé konstrukce, neboť negativní účinky přetlakových cyklů mohou vést k únavovému poškození konstrukce a katastrofické události. Aby bylo takovým situacím zabráněno, musí být dodržovány základní zásady pro konstrukci přetlakových kabin a musí být provedena důkladná analýza životnosti.

Ne vždy je možné jednoznačně říci, zda je ten který typ letounu lepší vybavit přetlakovou kabinou či nikoliv. V případě dopravních letadel určených pro střední a dlouhé tratě, jejichž významnou část profilu letu tvoří horizontální let v cestovní hladině, je použití přetlakové kabiny výhodné. Důkazem toho je skutečnost, že jsou tyto typy letounů již řadu desítek let vyráběny výhradně s přetlakovou kabinou. V případě malých letounů, spadajících do kategorie FAR-23 (resp. CS-23) a určených k přepravě více jak šesti osob, je situace dosti odlišná. Vedle řady přetlakových letounů renomovaných výrobců, jako je např. Cessna nebo Beechcraft, existuje také velké množství jiných typů letounů, přetlakovou kabinou nevybavených. Konstrukce přetlakových kabin u letounů této kategorie je poměrně nákladná a i přes mnohé výhody vede, vlivem nárůstu hmotnosti letounu, k nižším užitným vlastnostem.

## 1.1 ROZBOR ZADÁNÍ

Tato práce je zaměřena na návrh letounu EV-55 Outback, tedy přesněji verze tohoto letounu s přetlakovou kabinou. Letoun EV-55 je vyvíjen českou společností Evektor, spol. s r.o. se sídlem v Kunovicích. Nyní je ve stádiu výroby prototypu. Jeho podrobnější popis je uveden níže.

Ačkoliv by měl být letoun podle zadání této diplomové práce navrhován pro kategorii pro směrnou dopravu, tedy Commuter, je ve skutečnosti navrhován pro kategorii Normal. Důvod je ten, že se při jeho konstrukci předpokládá použití co možná největšího množství konstrukčních částí a soustav základní verze tohoto letounu (bez přetlakové kabiny), navrhované pro kategorii Normal. Dalším důvodem je též to, že navrhovaný letoun svými technickými specifikacemi (maximální vzletovou hmotností a maximálním počtem přepravovaných cestujících) splňuje podmínky pro zařazení do zmíněné kategorie. Vzhledem k vyšším požadavkům předpisů FAR-23 (resp. CS-23) pro kategorii Commuter, by si konstrukce letounu pro tuto vyšší kategorii vyžádala značné zvýšení konstrukčních změn a s tím i praktických zkoušek potvrzujících jejich shodu s předpisy. To by vedlo ke zvýšení nákladů a času na vývoj, což není žádoucí.

Hlavní důraz je v této práci kladen na volbu vhodné cestovní výšky letu, návrh optimálního průřezu trupu s ohledem na zatížení trupu a využití vnitřního prostoru, na návrh konstrukčního řešení trupu,

návrh soustavy přetlakování, hmotový rozbor, pevnostní analýzu a na vyšetření základních letových výkonů letounu a jejich porovnání s letouny konkurence.

Jejím cílem je zhodnocení proveditelnosti a konkurenceschopnosti letounu EV-55 vybaveného přetlakovou kabinou.

## 1.2 POPIS LETOUNU EV-55

Letoun EV-55 Outback je malý dopravní letoun určený pro přepravu cestujících nebo nákladu na krátkých (regionálních) tratích. Jak již bylo uvedeno, je navrhován podle požadavků předpisu FAR/CS-23 pro kategorii Normal.

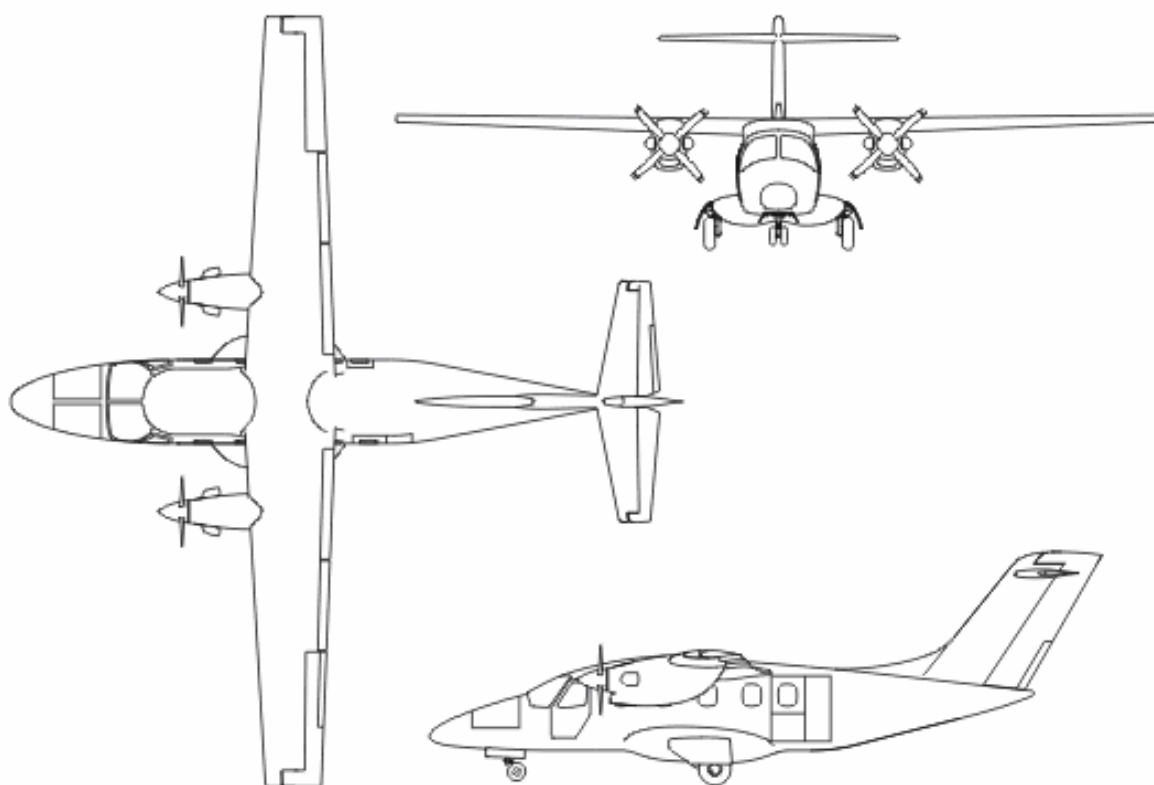


*Obr. 1, Počítačová vizualizace letounu EV-55*

### Koncepční uspořádání letounu

Jedná se o dvoumotorový hornoplošník s přímým lichoběžníkovým křídlem a ocasními plochami uspořádanými ve tvaru písmene „T“. Jeho pohon zajišťují turboprtulové motory Pratt & Whitney Canada PT6A-21, opatřené čtyřlístými vrtulemi stálých otáček. Přistávací zařízení tohoto letounu je zatahovací, příďového typu. Hlavní podvozkové nohy jsou uloženy do gondol po stranách trupu. Říditelný přední podvozek je zatahován do trupu. Předpokládá se i vodní verze s plováky. Celkový vzhled letounu je patrný z obr. 1.





Obr. 2, Celková dispozice letounu EV-55

Technická data EV-55 Outback		
Vnější rozměry	Rozpětí křídel	16,10 m
	Délka	14,35 m
	Výška	4,66 m
	Rozpětí VOP	4,80 m
	Rozchod kol	2,92 m
	Rozvor kol	4,17 m
Vnitřní rozměry (kabina cestujících bez zavazadlového prostoru)	Délka	4,48 m
	Šířka	1,61 m
	Výška	1,37 m
	Objem	9,47 m <sup>3</sup>
Objem zavazadlových prostor	Přední	2,7 m <sup>3</sup>
	Zadní	0,5 m <sup>3</sup>
Hmotnosti	Maximální vzletová hmotnost	4 600 kg
	Standardní prázdná hmotnost	2 658 kg
	Maximální hmotnost paliva	1 656 kg
	Maximální hmotnost platícího zatížení	1 824 kg

Tab. 1, Technická data letounu

### Předpokládané výkony

Letoun bude schopný operovat na nezpevněných vzletových a přistávacích drahách. Svými letovými výkony při startu a přistání se řadí mezi letouny kategorie STOL. Předpokládaná maximální rychlost letounu v horizontálním letu ve výšce 10 000 ft (3 048 m) MSA je 410 km/h.

Tento letoun je navrhován tak, aby jeho provoz byl ekonomický z hlediska provozu i údržby a také šetrný k životnímu prostředí.

Letové výkony EV-55 Outback	
Maximální rychlost v hladině FL100 (TAS)	410 km.h <sup>-1</sup>
Délka vzletu do výšky 50 ft v 0m MSA	420 m
Délka přistání z výšky 50 ft v 0m MSA	510 m
Dolet s platicím zatížením 900 kg + rez. 30 min.	1 370 km
Dolet s platicím zatížením 325 kg + rez. 30 min.	2 220 km

**Tab. 2.** Letové výkony letounu

### Uspořádání kabiny

Kromě základní devítimístné osobní verze budou zákazníkům nabízeny také verze čistě nákladní a verze smíšená. Dále se počítá s osobní verzí pro 14 pasažérů.



**Obr. 3.** Uspořádání kabiny osobní verze

## 1.3 PŘEHLED KONKURENČNÍCH LETOUNŮ

Prodejní úspěšnost jakéhokoliv letounu je závislá na základních provozních parametrech letounu a aspektech jeho provozu v porovnání s konkurenčními stroji téže kategorie nebo zaměření, ať již úspěšně provozovanými, nebo teprve vyvíjenými. Proto je nezbytné znát základní provozní parametry těchto strojů, a zajistit, aby vyvíjený letoun dosahoval minimálně obdobných, optimálně však ještě lepších letových výkonů při zároveň nižších provozních nákladech.

Tato kapitola uvádí stručný přehled technických parametrů a letových výkonů, kterých dosahují některé vybrané převážně úspěšně provozované letouny, které lze považovat za letouny určené pro shodnou skupinu potenciálních zákazníků a provozovatelů jako letoun EV-55.

Hlavními parametry výběru byly:

- certifikace dle předpisu FAR-23, resp. CS-23 (popř. JAR-23)
- maximální vzletová hmotnost od 3 800 kg do 5 700 kg
- maximální počet přepravovaných cestujících od 6 do 12
- vybavení letounu přetlakovou kabinou

Uváděná technická data pocházejí z literatur [1], [2] a [4]. Pokud se někde objevily rozporné hodnoty, byly za správné považovány ty z lit. [2].

### Beech King Air B200

Výrobcem následujících dvou letounů je společnost pocházející ze Spojených států amerických – Raytheon Aircraft Company. Jedná se o výrobce známého pod původním názvem Beechcraft, založeného v roce 1932.

Vývoj typu King Air B200 se datuje k roku 1970, přičemž první let proběhl v březnu 1980. Certifikace pak proběhla o rok později. Tento typ byl vyráběn v několika variantách, mimo jiné ve verzi nákladní, verzi pro přepravu VIP osob a existují také verze speciální a vojenské. Základní verze je standardně určena pro přepravu sedmi osob s jedním nebo dvěma členy posádky. Kabinu lze vybavit i devíti sedadly pro cestující, ovšem pouze za cenu snížení kapacity zavazadlového prostoru. Kabina je vybavena toaletou a přetlakovým systémem pracujícím s přetlakem 6,5 lb/sq ft. Pohon letounu zajišťuje dvojice turbovrtulových motorů Pratt & Whitney PT6A-42, z nichž každý disponuje výkonem 634 kW.



**Obr. 4**, Letoun King Air B200

Beech King Air B200	
Rozpětí křidel	16,61 m
Délka	13,36 m
Plocha křídla	28,15 m <sup>2</sup>
Maximální vzletová hmotnost	5 670 kg
Standardní prázdná hmotnost	3 714 kg
Cestovní rychlost	533 km/h
Dolet s rezervou IFR	3 379 km
Praktický dostup	10 670 m
Stoupavost v 0m MSA	747 m/min
Maximální kabinový přetlak	44,8 kPa

**Tab. 3**, Technická data letounu

### Beech King Air C90B

Tento letoun je modernizovanou verzí letounu King Air C90, který poprvé vzlétl již v roce 1963. Oproti původní verzi má čtyřlísté vrtule, upravený interiér i pilotní kabinu včetně přístrojového vybavení. C90B je standardní verzí od roku 1991.

Pilotní prostor je uzpůsoben pro dvoučlennou posádku, kabina pak pro šest, popř. čtyři cestující. Systém přetlakování kabiny je zdvojený, tlakový vzduch se odebírá z obou motorů a křes klimatizační systém vede do kabiny, která je navržena pro maximální tlakový rozdíl 5,0 lb/sq in. Letoun je opatřen dvěma motory PT6A-21 kanadského výrobce Pratt & Whitney. Každý z motorů má výkon 410 kW.



**Obr. 5**, Letoun King Air C90B

Beech King Air C90B	
Rozpětí křidel	15,32 m
Délka	10,82 m
Plocha křídla	27,31 m <sup>2</sup>
Maximální vzletová hmotnost	4 581 kg
Standardní prázdná hmotnost	3 040 kg
Cestovní rychlost	461 km/h
Dolet s rezervou 45 min.	2 592 km
Praktický dostup	9 150 m
Stoupavost v 0m MSA	610 m/min
Maximální kabinový přetlak	34,5 kPa

**Tab. 4**, Technická data letounu

### Cessna 441 Conquest

Americká továrna Cessna je světovým výrobcem sportovních, cestovních a služebních letadel. Společnost Cessna Aircraft Company Inc. vznikla v USA již v roce 1927 a během více než osmdesáti let své existence vyprodukovala širokou řadu letounů, operujících ve všech částech světa.

Model 441, obchodně označovaný Conquest, je vůbec první turboprtulový letoun tohoto výrobce. Jeho výroba započala v roce 1974 a o dva roky později již získal osvědčení o letové způsobilosti. Jedná se o dvoumotorový letoun pro osm až jedenáct cestujících s jednočlennou nebo dvoučlennou posádkou. Byly vyráběny i verze VIP pro čtyři osoby. Jeho konstrukce vychází z pístového modelu Titan, ze kterého byly použity zatahovatelné podvozky a křídlo, které bylo jen mírně upraveno. Konstrukce trupu byla nová, s poměrně prostornou přetlakovou kabinou. Pohon zajišťují dva pro tento typ speciálně vyvinuté motory Garrett TPE331-8-401S. Maximální výkon jednoho tohoto motoru je 474 kW. Po vyrobení 353. kusu byla výroba v roce 1986 zastavena.



**Obr. 6,** Letoun 441 Conquest

Cessna 441 Conquest	
Rozpětí křidel	15,04 m
Délka	11,89 m
Plocha křídla	23,56 m <sup>2</sup>
Maximální vzletová hmotnost	4 468 kg
Standardní prázdná hmotnost	2 631 kg
Cestovní rychlost	520 km/h
Dolet	3 830 km
Praktický dostup	10 670 m
Stoupavost v 0m MSA	744 m/min
Maximální kabinový přetlak	43 kPa

**Tab. 5,** Technická data letounu

### Ibis Ae270 Spirit HP

V březnu 1997 vzniklo mezinárodní uskupení Ibis Aerospace Ltd, sestávající ze společností Aero Vodochody a AIDC, za účelem společného vývoje letounu Ae 270.

Na tomto projektu se začalo pracovat v české společnosti Aero již od roku 1990. Jedná se o lehký letoun poháněný jedním turboprtulovým motorem určený pro přepravu maximálně devíti cestujících. Certifikace proběhla v roce 2005. Posádka je tvořena jedním nebo dvěma piloty. Mimo Varianty pro devět cestujících byly navrženy i varianty pro šest, resp. čtyři pasažéry, a také verze nákladní. Kabina je přetlaková. Popisovaná verze HP je nejvýkonnější verzí tohoto letounu. Pro pohon byl zvolen turboprtulový motor značky Pratt & Whitney a typového označení PT6A-66A o výkonu 634 kW.



Obr. 7, Letoun Ae270 Spirit

Ibis Ae270 Spirit HP	
Rozpětí křidel	13,82 m
Délka	12,23 m
Plocha křídla	21,00 m <sup>2</sup>
Maximální vzletová hmotnost	3 800 kg
Standardní prázdná hmotnost	2 710 kg
Max. hmotnost užit. zatížení	1 090 kg
Cestovní rychlost	444 km/h
Dolet s rezervou 30 min.	2 980 km
Praktický dostup	9 140 m
Stoupavost v 0m MSA	521 m/min
Maximální kabinový přetlak	30 kPa

Tab. 6, Technická data letounu

### Mitsubishi Marquise

Japonský výrobce letadel Mitsubishi Jukogyo Kabushiki Kaisha, se zabývá výrobou letadel již od roku 1920. Během své existence vyrobil velké množství vojenských a také několik civilních typů.

Jedním z civilních letounů tohoto výrobce je i model Marquise, jež je poslední verzí typu MU-2, na němž se začalo pracovat v roce 1959. První prototyp vzlétl v roce 1963. Jedná se o dvumotorový hornoplošník, s přetlakovou kabinou pro maximálně dvanáct cestujících s jedním, popř. dvěma členy posádky. Bylo vyráběno několik verzí, civilních i vojenských. Marquise se od předešlých verzí liší především vyšší maximální vzletovou hmotností a výkonnější pohonnou jednotkou. Ta sestává ze dvou turbovrtulových motorů Garrett TPE331-10-501 o výkonu 2x 533 kW. Výroba tohoto typu skončila v roce 1983 po vyrobení 831 kusů všech verzí.



Obr. 8, Letoun Marquise

Mitsubishi Marquise	
Rozpětí křidel	11,95 m
Délka	12,02 m
Plocha křídla	16,55 m <sup>2</sup>
Maximální vzletová hmotnost	5 250 kg
Standardní prázdná hmotnost	3 470 kg
Cestovní rychlost	510 km/h
Dolet	2 583 km
Praktický dostup	9 070 m
Stoupavost v 0 m MSA	810 m/min
Maximální kabinový přetlak	-

Tab. 7, Technická data letounu

### Piaggio P.180 Avanti

Vývoj tohoto letounu započal v roce 1979 ve společnosti Learjet. Počátkem roku 1986 byl však celý projekt odprodán společnosti Piaggio Aero Industries SpA – italskému výrobcí, jehož kořeny sahají až do roku 1916. Společnost Piaggio se zabývá také licenční výrobou motorů a stavbou podsestav některých letounů jiných výrobců.

První let vykonal letoun P.180 Avanti v září 1986, typové osvědčení získal od italských a amerických úřadů v roce 1990. Jedná se o dvumotorový obchodní letoun netradiční koncepce, vybavený jak vodorovnými ocasními plochami, tak také vodorovnými příďovými plochami (tzv. triplane). Pohon



zajišťují dva turbovrtulové motory Pratt & Whitney PT6A-66 o maximálním výkonu každého z nich 1 107 kW. Motory jsou opatřeny tlačnými vrtulemi. Může být provozován s jedním nebo dvěma piloty. Počet cestujících je maximálně devět, ve VIP verzi pět. V kabině je také toaleta a kuchyňka. Přetlaková soustava udržuje tlak v kabině na hodnotě ekvivalentní hladině moře až do výšky 7 315 m, a ve výšce 12 500 m je v kabině tlak odpovídající výšce 1 950 m.



Obr. 9, Letoun P.180 Avanti

Piaggio P.180 Avanti	
Rozpětí křidel	14,04 m
Délka	14,41 m
Plocha křídla	16,00 m <sup>2</sup>
Maximální vzletová hmotnost	5 239 kg
Standardní prázdná hmotnost	3 402 kg
Cestovní rychlost	724 km/h
Dolet s rezervou IFR	2 700 km
Praktický dostup	11 885 m
Stoupavost v 0m MSA	899 m/min
Maximální kabinový přetlak	62 kPa

Tab. 8, Technická data letounu

### Pilatus PC-12/45

Pilatus Aircraft Ltd, je konsorcium sestávající z několika společností, jež vzniklo v roce 2001. Výrobní program zahrnuje výrobu několika letounů, mimo jiné také typu PC-12.

První prototyp PC-12 uskutečnil zahajovací let v květnu 1991, typové osvědčení dle FAR-23 získal v roce 1994. Typ PC-12/45, se zvýšenou vzletovou hmotností, získal osvědčení o letové způsobilosti v červenci 1996. Vyrábí se verze osobní, nákladní a smíšená. Pilotní kabina je koncipována pro dva piloty, letoun je však certifikován i pro lety s pouze jedním pilotem. Do kabiny osobní verze smí být umístěno maximálně devět cestujících. V uspořádání „Exkluzive“ je možno opatřit kabinu šesti nebo až devíti sedadly a toaletou. Kabinu je též možno uzpůsobit pro přepravu tří nosítek s pacienty a lékařem. Kabina je přetlaková, maximální přetlak 40 kPa bývá obvykle omezen na 38 kPa, což odpovídá kabinové výšce 2 440 m v nadmořské výšce 7 620 m. Turbivrtulový motor Pratt & Whitney PT6A-67B umístěný v předí letounu má výkon 1 197 kW.



Obr. 10, Letoun PC-12/45

Pilatus PC 12/45	
Rozpětí křidel	16,23 m
Délka	14,40 m
Plocha křídla	25,81 m <sup>2</sup>
Maximální vzletová hmotnost	4 500 kg
Standardní prázdná hmotnost	2 600 kg
Cestovní rychlost	500 km/h
Dolet s rezervou VFR	4 187 km
Praktický dostup	10 670 m
Stoupavost v 0m MSA	512 m/min
Maximální kabinový přetlak	40 kPa

Tab. 9, Technická data letounu

### Piper PA-42 Cheyenne III

Historie společnosti Piper Aircraft Corporation se datuje k roku 1937. Byla založena ve Spojených státech amerických za účelem výroby lehkých sportovních letadel. Již v době svého vzniku proslula velmi zdařilou konstrukcí J-3 Cup.

Práce na letounu PA-42 Cheyenne III započaly v roce 1977 a v roce 1980 již byly první kusy dodávány zákazníkům. Tento letoun je dvumotorový turbopropový dolnoplošník určený k přepravě až jedenácti osob pro kyvadlovou přepravu cestujících. Obchodní verze pojme při zvýšeném komfortu šest cestujících. Stroj je certifikován pro provoz pouze s jedním pilotem. Pro pohon tohoto letounu slouží dva typy pohonných jednotek, u verze Cheyenne III jsou to dva motory Pratt & Whitney PT6A-41 a u verze Cheyenne IIIA motory PT6A-61 stejného výrobce. U obou variant je výkon snížen na 2x 537 kW. Kromě zmíněných verzí existují také speciální verze CHET vybavené systémem FLIR, jejichž devět exemplářů zakoupil americký protidrogový úřad pro denní a noční pozorovací lety.



**Obr. 11,** Letoun PA-42 Cheyenne III

Piper PA-42 Cheyenne III	
Rozpětí křidel	14,53 m
Délka	11,94 m
Plocha křídla	27,22 m <sup>2</sup>
Maximální vzletová hmotnost	5 080 kg
Standardní prázdná hmotnost	2 898 kg
Cestovní rychlost	410 km/h
Dolet	4 150 km
Praktický dostup	9 755 m
Stoupavost v 0 m MSA	732 m/min
Maximální kabinový přetlak	-

**Tab. 10,** Technická data letounu

### Rockwell 690B Turbo Commander

Firma Rockwell International Corporation vznikla v USA v roce 1944 pod názvem Aero Design and Engineering Company. Zabývala se výrobou malých jednomotorových a dvumotorových sportovních a dopravních letounů.

Jedním z jejich produktů je také letoun 690B. Tento typ je jedním z řady dvumotorových samonosných hornoplošníků, určených pro přepravu pěti až deseti cestujících, jejichž vznik se datuje k roku 1952. Model Rockwell 690B má kabinu pro sedm cestujících v základním uspořádání sedadel a jedenáct cestujících ve velmi zhuštěném uspořádání. Posádku tvoří jeden nebo dva piloti. Přetlaková kabina pracuje s přetlakem zvýšeným oproti starším verzím z 30 kPa na 37 kPa. Pohon zajišťují dva motory Garrett TPE331-5-251K, každý o výkonu 527 kW. V roce 1976, tedy v době, kdy byl tento typ uveden na trh, byl držitelem několika rychlostních rekordů FAI ve své kategorii.

**Obr. 12,** Letoun Rockwell 690B

Rockwell 690B Turbo Commander	
Rozpětí křídel	14,19 m
Délka	13,52 m
Plocha křídla	24,70 m <sup>2</sup>
Maximální vzletová hmotnost	4 630 kg
Standardní prázdná hmotnost	2 996 kg
Cestovní rychlost	465 km/h
Dolet	2 725 km
Praktický dostup	9 995 m
Stoupavost v 0 m MSA	858 m/min
Maximální kabinový přetlak	37 kPa

**Tab. 11,** Technická data letounu



## 2 NÁVRH KONSTRUKCE LETOUNU

Konstrukce letounu EV-55 s přetlakovou kabinou je do značné míry dán snahou o zachování co možná nejširšího spektra konstrukčních dílů i celků shodných s konstrukcí verze bez přetlakového trupu (např. křídlo, ocasní plochy, podvozky). Některé části konstrukce je však vzhledem k integraci přetlakové kabiny nutné přepracovat. Jedná se především o konstrukci trupu, která je přímo vystavena maximálnímu tlakovému rozdílu vzduchu vně a uvnitř letounu, a také konstrukci, jejíž zatížení je tímto rozdílem tlaků ovlivněno. Další odlišnosti budou také mezi výstrojí a vybavením letounu.

Na konstrukci trupu je nutno přestavět především tyto položky:

- tvar trupu
- potah, přepážky, podélníky a rámy v oblasti přetlakové části trupu,
- koncové (přetlakové) stěny kabiny
- dveře (vč. nouzového východu)
- okna

Z výstroje a vybavení letounu se jedná zejména o následující soustavy:

- klimatizační a výškovou
- nouzovou kyslíkovou

Další položkou na které může mít přetlakování kabiny výrazný vliv jsou:

- motory (při nedostačujících letových výkonech vlivem odběru vzduchu z kompresorů)

### 2.1 DRAK LETOUNU

#### 2.1.1 POŽADAVKY PŘEDPISŮ NA KONSTRUKCI PŘETLAKOVÉ KABINY

Požadavky předpisu CS-23 na konstrukci trupu letounu, resp. kabiny letounu a jejího vybavení jsou velice rozsáhlé (viz lit. [12]). Z tohoto důvodu jsou v této kapitole uvedeny pouze požadavky, které jsou kladené na konstrukci draku, systémů a jejich zkoušky, jenž musí být, nad rámec požadavků platných pro všechny typy, splněny u letounů vybavených přetlakovými kabinami.

**Pro každé přetlakové oddělení platí následující požadavky (CS 23.365):**

- Konstrukce letounu musí být dostatečně tuhá, aby vydržela letová zatížení od přetlaku (od nuly do maximální hodnoty, dané nastavením pojistného ventilu).
- Musí být počítáno s vnějším rozložením tlaků za letu a s koncentracemi napětí.
- Jestliže se požaduje přistání s kabinou přetlakovanou, pak zatížení od přistání musí být kombinováno se zatížením od přetlaku (od nuly do maximální hodnoty dovolené během přistání).
- Konstrukce musí být dostatečně pevná, aby vydržela zatížení od přetlaku, který odpovídá maximální hodnotě, dané seřízením pojistného ventilu, vynásobené součinitelem 1,33 při zanedbání jiných zatížení.
- Jestliže má přetlaková kabina dvě nebo více oddělení, rozdělených přepážkami nebo podlahou, musí být primární konstrukce navržena na účinky náhlého uvolnění tlaku v kterémkoliv oddělení s vnějšími dveřmi nebo okny. Tato podmínka musí být vyšetřena pro účinky, které vzniknou při poruše největšího otvoru v oddělení. Smí se uvažovat ventilační propojení mezi odděleními.

**Pro čelní skla, okna a přetlakové kabiny platí následující (CS 23.775):**

- Návrh čelních skel, oken a konstrukce přetlakových kabin letounů musí být založen na faktorech, které vyjadřují podmínky provozu ve velkých výškách, včetně vlivu stálého i střídavého zatížení přetlakem, daných vlastností použitého materiálu a vlivu teplot a teplotních spádů.
- Uzávěr kabiny a její podstatné izolační části u letounů s přetlakovou kabinou, pro které je požadována certifikace pro provoz nad 7 620 m (25 000 ft) včetně, musí být podrobeny zvláštním zkouškám s ohledem na kombinaci vlivu stálých a střídavých zatížení přetlakem a letových zatížení nebo musí být prokázáno splnění požadavků na konstrukci bezpečnou při poruše.
- Je-li požadována certifikace pro provoz nad 7 620 m (25 000 ft), musí být čelní skla, okenní panely a přetlakové kabiny dostatečně pevné, aby odolávaly zatížení od maximálního tlakového rozdílu, působícího v kombinaci s rozhodujícími účinky aerodynamického tlaku a teploty po poruše kteréhokoliv nosného prvku čelního skla, okenního panelu nebo přetlakové části kabiny.

**Pro dveře v přetlakovém oddělení platí toto (CS 23.783):**

- Musí být prostředky k uzamčení a zajištění vnějších dveří, včetně dveří pro náklad a obsluhu, proti neúmyslnému otevření dveří za letu osobami, nákladem nebo následkem mechanické poruchy.
- Musí být možno přímou vizuální kontrolou uzamykacího mechanismu určit, zda jsou vnější dveře, jejichž počáteční pohyb při otevírání nesměřuje dovnitř, úplně uzavřeny a zajištěny. Toto musí být rozeznatelné při provozním osvětlení členem posádky pomocí ruční svítilny nebo ekvivalentního světelného zdroje.
- Musí být vizuální prostředky pro upozornění člena posádky, že vnější dveře nejsou úplně uzavřeny a zajištěny. Tyto prostředky musí být navrženy tak, aby jakákoliv porucha nebo kombinace poruch, která by mohla vést k chybné indikaci zavření a zajištění, byla nepravděpodobná u dveří, jejichž počáteční pohyb při otevírání nesměřuje dovnitř.

**Zkoušky přetlakování (CS 23.843):**

- Pevnostní zkouška - celá přetlaková kabina, včetně dveří, oken, překrytů kabiny a ventilů, musí být zkoušena jako tlaková nádoba na přetlak, který odpovídá maximální hodnotě, dané seřízením pojistného ventilu, vynásobené součinitelem 1,33.
- Funkční zkoušky - musí být provedena zkouška všech dveří a nouzových východů, prokazující jejich správnou funkci po provedení letových zkoušek při rovnoměrném i stupňovitém stoupání a klesání rychlostmi, odpovídajícími maximu, dosažitelnému v mezích provozních omezení letounu až do maximální výšky, pro kterou se požaduje schválení.

**2.1.2 OBECNÉ KONSTRUKČNÍ ZÁSADY**

Několik obecných zásad pro konstrukci přetlakových kabin (citováno z lit. [3].):

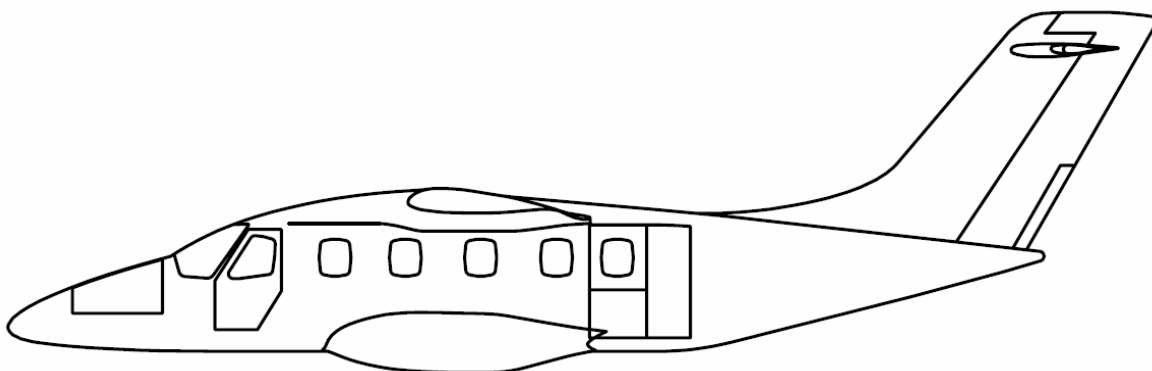
- Proto, aby byla kabina co nejlépe utěsněna, musejí být spoje částí potahů a přetlakových stěn alespoň dvouřadé, nýtované přes hermetik.
- V místech přechodů z válcové nebo kulové stěny musí být podpora, která zachytí přídatná zatížení.
- Všechny rovné přetlakové stěny musejí být dostatečně vyztuženy.

- Musí být také počítáno s tím, že okna, dveře a jejich uchycení jsou namáhána daleko více než u nepřetlakových kabin.
- Pokud jsou v kabině oddělené úseky, např. prostory pod podlahou nebo nad stropem, musí být počítáno s tím, že se kterýkoliv prostor poruší.
- V konstrukci by se neměli nacházet místa s velkou koncentrací napětí.
- Nominální napětí v duralové konstrukci přetlakové kabiny při provozu by nemělo přesahovat 90 MPa .

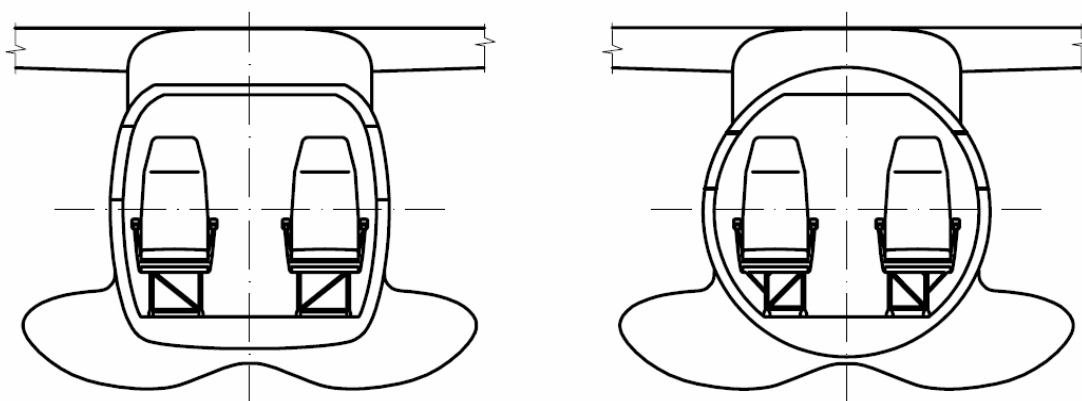
### 2.1.3 ÚPRAVA TVARU TRUPU

Přetlak v přetlakové kabině letounu bývá nejvýznamnější složkou zatížení trupu v její oblasti. Proto je oproti variantě letounu nevybaveného přetlakovou kabinou třeba provést úpravu geometrie trupu tak, aby bylo dosaženo jeho nejnižší možné hmotnosti.

Nejvýhodnějším tvarem přetlakový trup z pohledu napjatosti je válec se sférickými koncovými stěnami, avšak takové řešení není pro reálnou konstrukci tohoto letounu možné. Tvar trupu nepřetlakované verze letounu EV-55 je naznačen na obr. 13 a obr. 14.



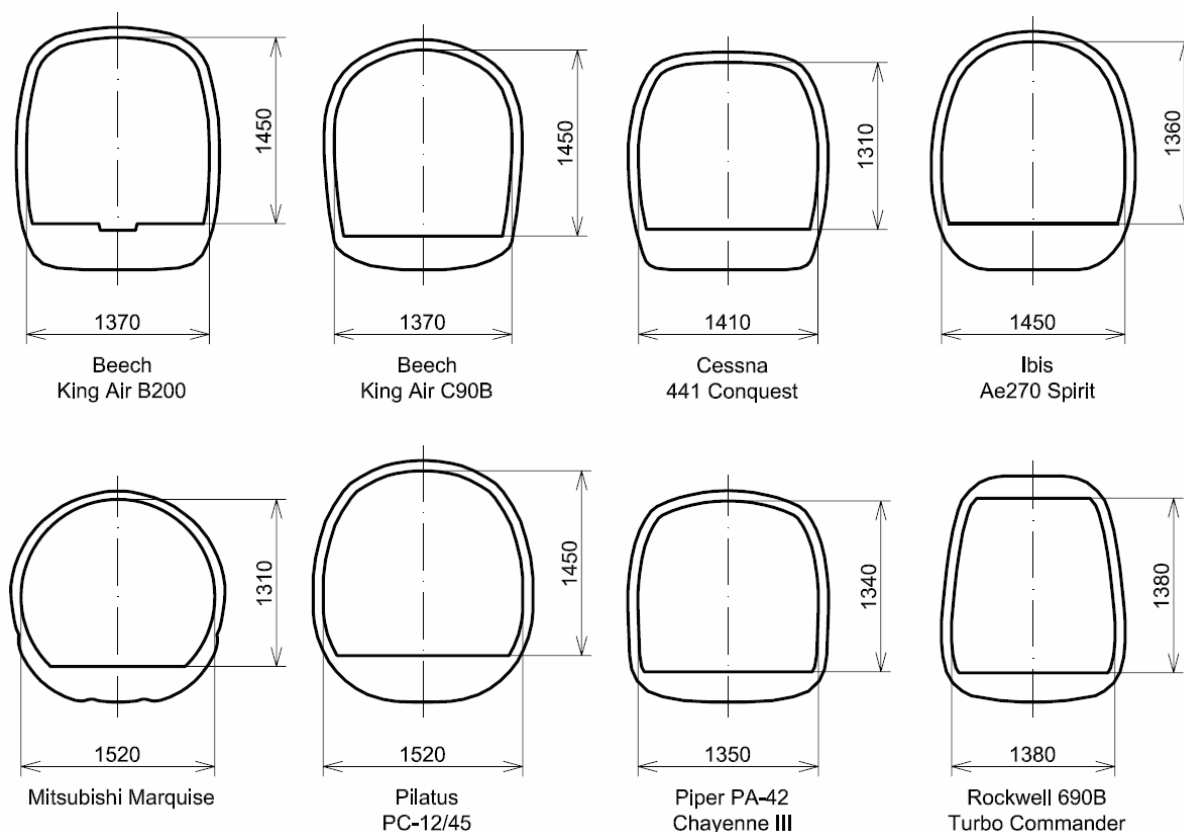
**Obr. 13,** Tvar nepřetlakového trupu letounu EV-55



**Obr. 14,** Typický průřez nepřetlakového trupu letounu EV-55 (vlevo)  
a kruhový průřez dávající obdobný objem kabiny (vpravo)

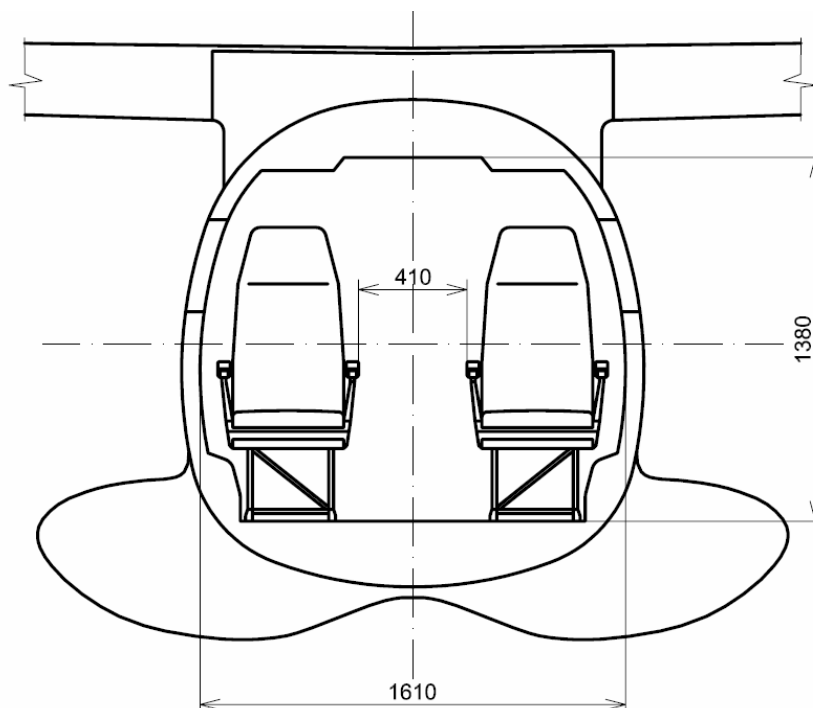
Z těchto obrázků je zjevné, že geometrie shodná s nepřetlakovanou verzí by u přetlakového trupu byla konstrukčně i technologicky náročná. Samotný průřez trupu, složený z velkých téměř rovných stěn, není vhodný. Přetlak uvnitř kabiny by způsoboval velké ohybové momenty na přepážkách i podélnících, výsledkem čehož by byla zbytečně vysoká hmotnost konstrukce. Avšak na průřez trupu má vliv více často protichůdných požadavků. Mimo aerodynamické a pevnostní hledisko, z nichž, jak již bylo uvedeno, je nejvýhodnější průřez kruhový, je také potřeba zajistit posádce a cestujícím jistou míru cestovního komfortu. Z tohoto hlediska by byl nejvýhodnějším průřezem trupu tvarově blízký čtverci nebo obdélníku.

Právě díky výhodnému průběhu zatížení od vnitřního přetlaku je kruhový průřez typický pro větší a velké dopravní letouny, u nichž je díky dostatečně velkému průměru průřez kabiny téměř obdélníkový. U malých letounů, určených pro veřejnou dopravu cestujících, tedy letounů shodné kategorie jako EV-55, je však často nutné nalézt určitý kompromis. Příkladem takovýchto kompromisů jsou charakteristické průřezy trupů některých z letounů uvedených v kapitole 1.3 naznačené na obr. 15.

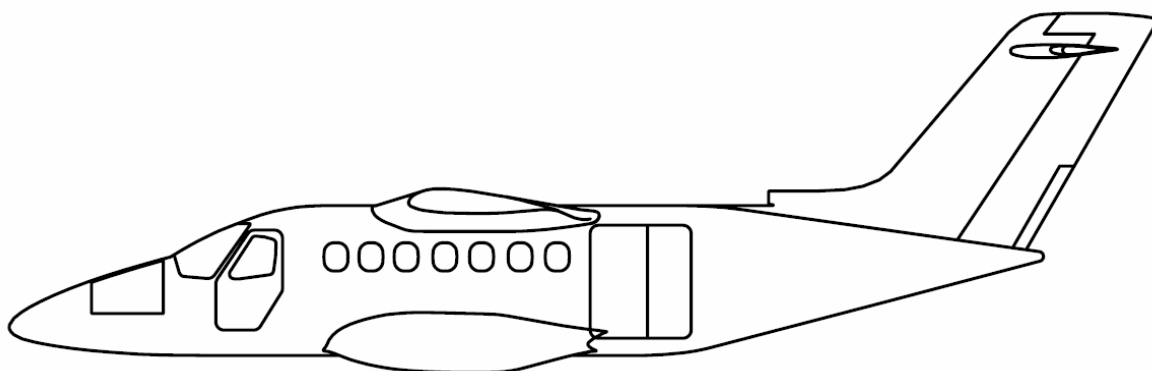


**Obr. 15.** Typické průřezy trupů konkurenčních letounů

Na obr. 14 je zobrazeno, jak by vypadal kruhový průřez trupu u letounu EV-55. Je zřejmé, že tento tvar není akceptovatelný, neboť vlivem malé šířky trupu na úrovni podlahy neposkytuje cestujícím dostatečný prostor pro nohy a zároveň neumožňuje plné využití šířky kabiny, následkem čehož je poměrně úzká ulička. Kompromis mezi tímto průřezem a průřezem nepřetlakované kabiny EV-55 je tvar na obr. 16. Na obr. 17 je uveden již upravený trup, u něž je podstatná část kabiny prizmatická, což značně zjednodušuje výrobu. Další vhodnou úpravou, která zjednodušuje konstrukci a snižuje její výslednou hmotnost, je použití dveří sestávajících z nižšího počtu oddělených částí. Stejně jako dveře i okna musejí být dimenzovány tak, aby spolehlivě odolaly zatížení od přetlaku. Z tohoto důvodu je navržen větší počet menších oken.



*Obr. 16, Charakteristický průřez přetlakového trupu letounu EV-55*



*Obr. 17, Tvar přetlakového trupu letounu EV-55*

#### 2.1.4 VOLBA PŘETLAKOVANÝCH PROSTOR LETOUNU

Volba přetlakovaného prostoru trupu ovlivňuje celkovou hmotnost konstrukce, stejně tak, jako jejího konstrukčního řešení. Prostory pro posádku a cestující je bezpodmínečně nutné přetlakovat, avšak v trupu letounu se nacházejí i další prostory, u kterých je vhodné jejich přetlakování zvážit. Jsou to například zavazadlové prostory, prostory mezi podlahou a spodním potahem trupu a u navrhovaného letounu, kvůli uložení průběžného křídla, také prostory mezi stropem kabiny a horním potahem trupu. Volbu přetlakových je tedy možno rozdělit do dvou částí.

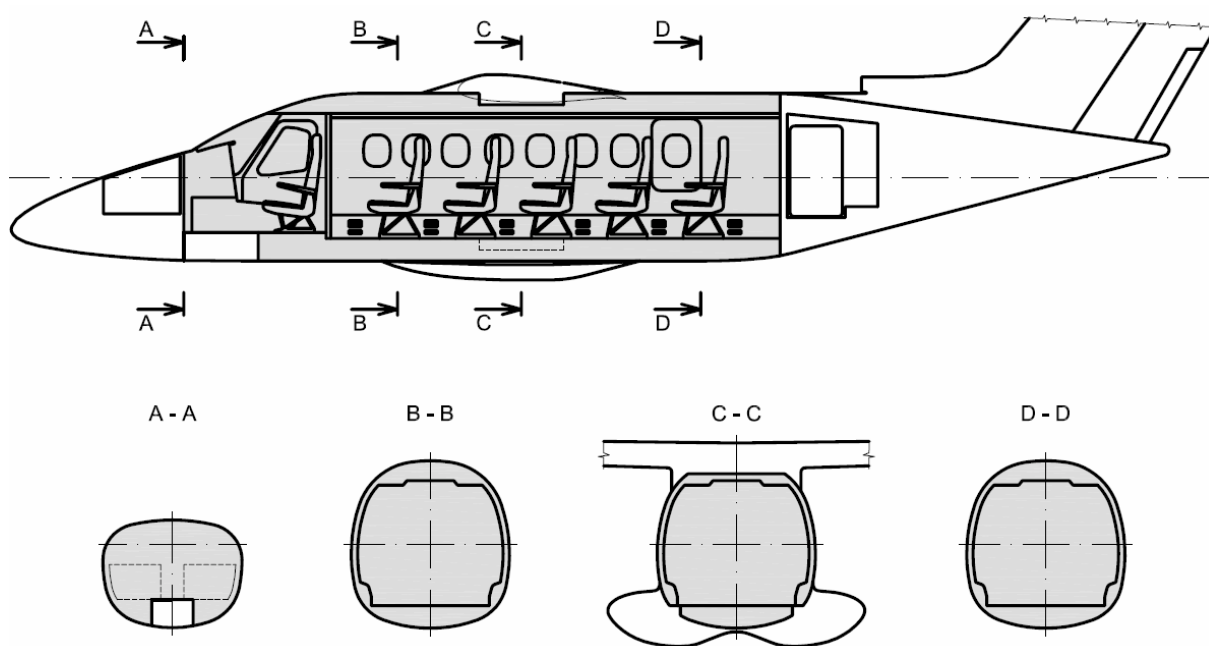
Jednak rozhodnout o tom, zda je výhodnější přetlakovat po vzoru některých konkurenčních letounů také zavazadlové prostory, resp. v tomto případě alespoň zadní zavazadlový prostor, který by tak zůstal přístupný i za letu, nebo zda je výhodnější oba zavazadlové prostory nepřetlakovat a oddělit je od kabiny přetlakovými stěnami. Tato problematika je řešena v kapitole 3 na základě odhadů nárůstu hmotnosti u obou zmíněných variant. Výsledek jasně ukazuje, že varianta počítající s oddělením

zavazadlových prostor od přetlakované kabiny přetlakovou stěnou vede k úspoře hmotnosti konstrukce letounu, a proto je vyhodnocena jako výhodnější.

Obdobným způsobem je také možné vyhodnotit výhodnost či nevýhodnost přetlakování podpodlahových a nadstropních prostor. Nejjednodušší způsob vyhodnocení těchto variant je naznačen v kapitole 4.2. Na základě získaných výsledků je možné prohlásit za vhodnější přetlakování celého průřezu trupu, tzn. jak samotnou kabinu, tak i prostory v trupu nad a pod ní, protože taktéž vedou k nižší hmotnosti konstrukce.

Jako přetlakované prostory jsou tedy zvoleny všechny uzavřené prostory v trupu, nacházející se mezi přední a zadní přetlakovou stěnou, umístěnou mezi kabinou a příslušným zavazadlovým prostorem. Ani jeden ze zavazadlových prostor není přetlakován, oba jsou pouze vyhřívány. Vzhledem ke konstrukčnímu uspořádání letounu se však v této části trupu nachází několik míst, které není možné hermeticky uzavřít, a tudíž ani přetlakovat. Těmito místy jsou šachta pro válec předního podvozku, šachty hlavních podvozků a výřez v trupu nutný pro uložení křídla.

Přehled prostor, určených k přetlakování, je na obr. 18 naznačen šedou plochou.



**Obr. 18,** Přetlakované prostory v trupu letounu

### 2.1.5 USPOŘÁDÁNÍ ELEMENTŮ NOSNÉ KONSTRUKCE

Prakticky všechny dopravní letouny, vybavené přetlakovou kabinou, mají trup poloskořepinové konstrukce. Jejich konstrukce je oproti nepřetlakovaným letounům výrazně více vyztužena podélnými i příčnými výtuhami. To je způsobeno právě zatížením konstrukce, způsobeným přetlakem uvnitř kabiny. V příloze 1 je uvedeno několik nákrešů konstrukcí trupů letounů vybavených přetlakovou kabinou.

Podrobná analýza uspořádání nosné konstrukce trupu vhodného pro přetlakovou kabinu navrhovaného letounu je svým rozsahem vhodná spíše k samostatné práci, než aby byla pouze jednou z mnoha podkapitol tohoto dokumentu. Proto byl jako zdroj pro prvotní návrh uspořádání nosné konstrukce trupu zvolen statistický rozbor, uvedený v tab. 12 (vzdálenosti mezi podélníky a přepážkami jsou pouze přibližné).

Letoun	Celkový počet podélníků	Průměrná vzdálenost mezi podélníky	Průměrná vzdálenost mezi přepážkami
	$n_{STR}$ [-]	$l_{STR}$ [mm]	$l_{PŘEP}$ [mm]
Ae 270	30	140	340
Beech B200	30	150	250
Cessna 4441	30	140	220
Pilatus PC/12/45	-	165	220

**Tab. 12,** Uspořádání nosného systému trupu některých přetlakovaných letounů

Na základě těchto údajů a s přihlédnutím ke konstrukci trupu nepřetlakované verze letounu EV-55 bylo zvoleno takové uspořádání podélného a příčného systému, jaké je uvedeno v tab. 13.

Letoun	Celkový počet podélníků	Průměrná vzdálenost mezi podélníky	Průměrná vzdálenost mezi přepážkami
	$n_{STR}$ [-]	$l_{STR}$ [mm]	$l_{PŘEP}$ [mm]
EV-55 (nepřetlak.)	24	280	460
EV-55 (přetlak.)	30	200	230

**Tab. 13,** Uspořádání nosného systému trupu letounu EV-55

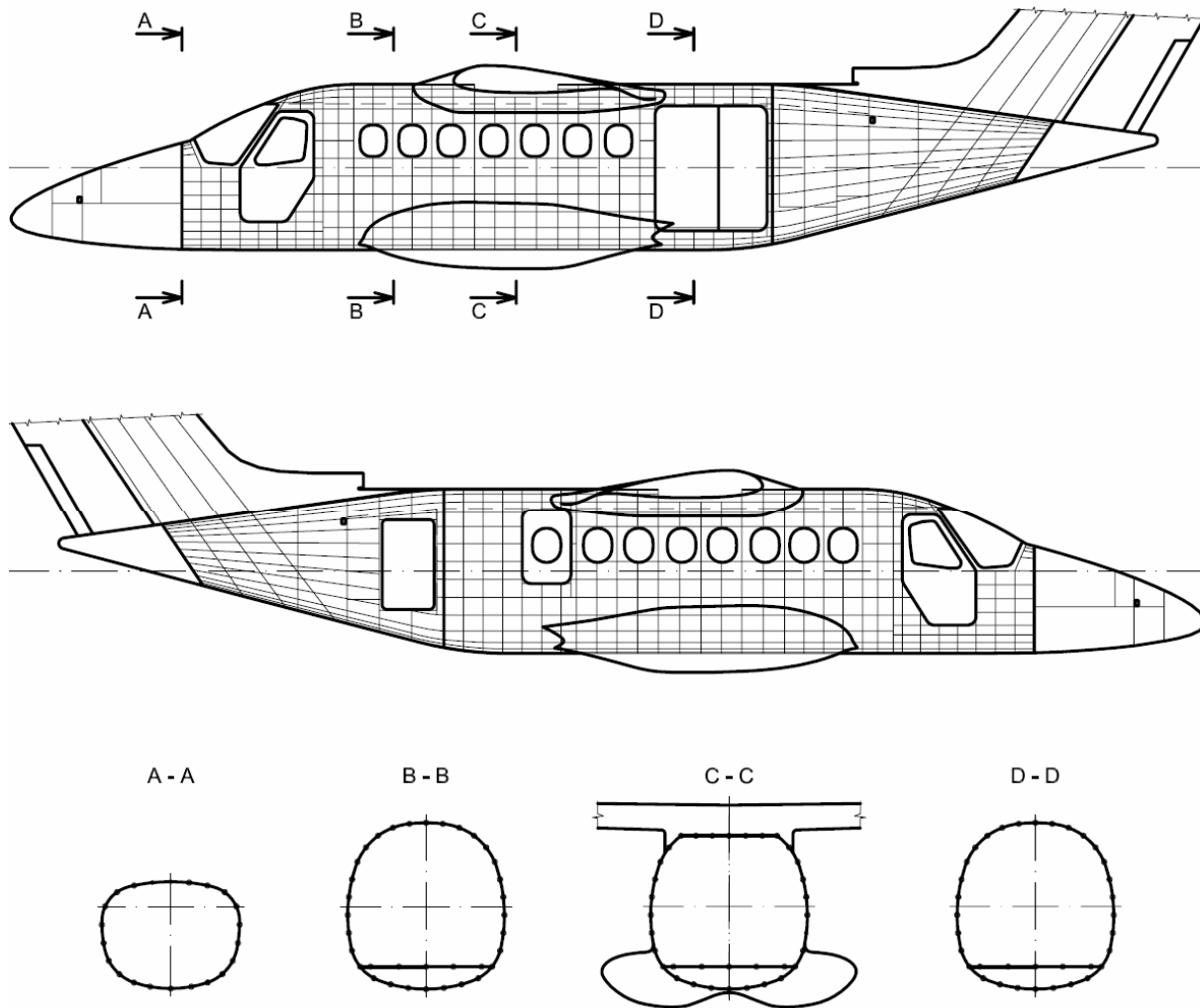
Pro lepší představu je toto uspořádání naznačeno na obr. 19.

## 2.1.6 VOLBA MATERIÁLŮ

Navrhovaná konstrukce je celokovová, duralová. Na základě informací nalezených v lit. [13] byl na potah a přepážky zvolen materiál 2024-T3 a na podélníky materiál 7075-T6. Mechanické vlastnosti těchto materiálů jsou uvedeny v tab. 14.

Materiál			2024-T3	7075-T6
Mez pevnosti v tahu	$R_M$	[MPa]	450	550
Mez kluzu v tahu	$R_{P0.2}$	[MPa]	275	490
Mez pevnosti ve smyku	$R_{MS}$	[MPa]	275	330
Mez pevnosti v tlaku	$R_{MD}$	[MPa]	900	1100
Modul pružnosti v ohybu	$E$	[MPa]	72000	72000
Modul pružnosti ve smyku	$G$	[MPa]	27000	27000
Poissonovo číslo	$\mu$	[-]	0.33	0.33
Hustota	$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	2850	2850

**Tab. 14,** Mechanické vlastnosti materiálů 2024-T3 a 7075-T6



*Obr. 19, Uspořádání podélného a příčného systému trupu*

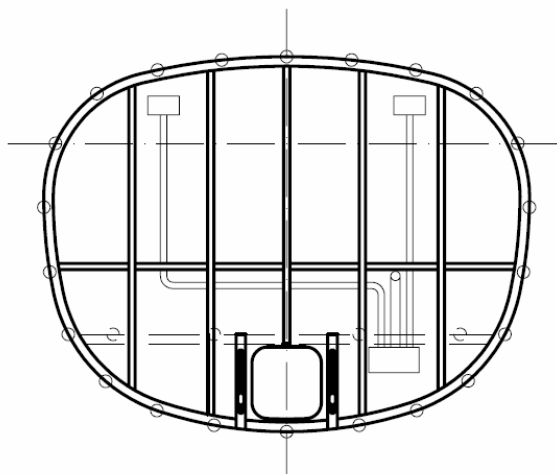
### 2.1.7 NÁVRH NĚKTERÝCH KONSTRUKČNÍCH PRVKŮ

Tato podkapitola je zaměřena na návrh možných konstrukčních řešení některých konstrukčních částí.

#### Přední přetlaková stěna

Konstrukce přední přetlakové stěny je dána prostorovými možnostmi. Protože tato stěna dělí kabinu od na ni přímo navazujícího zavazadlového prostoru, musí být rovinná. Je tvořena plechem vyztuženým pěti svisle orientovanými Z profily. Vyztužení stěny je zajištěno také podlahou pilotního a podlahou zavazadlového prostoru. Ve spodní části jsou ke stěně přichyceny závěsy předního podvozku a mezi nimi otvor pro válec, který jej ovládá. Na stěně jsou také instalovány přední vypouštěcí a pojistné ventily, a s nimi i rozvod vzduchu do předního zavazadlového prostoru (viz kap. 2.2).

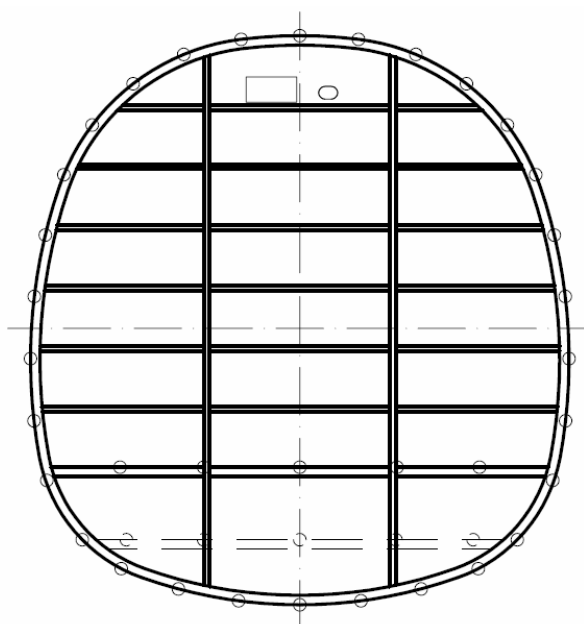




*Obr. 20, Přední přetlaková stěna (pohled zepředu)*

### **Zadní přetlaková stěna**

Zadní přetlaková stěna je obdobné konstrukce jako přední, je taktéž rovinná. U letounů této kategorie je to standardní řešení. Je tvořena plechem, vodorovnými výztuhami a dvěma hlavními svislými nosníky. V horní části jsou opět vypouštěcí a přetlakové ventily, v dolní pak pod úrovní podlahy utěsněné průchody řízení, elektrické a hydraulické soustavy apod.

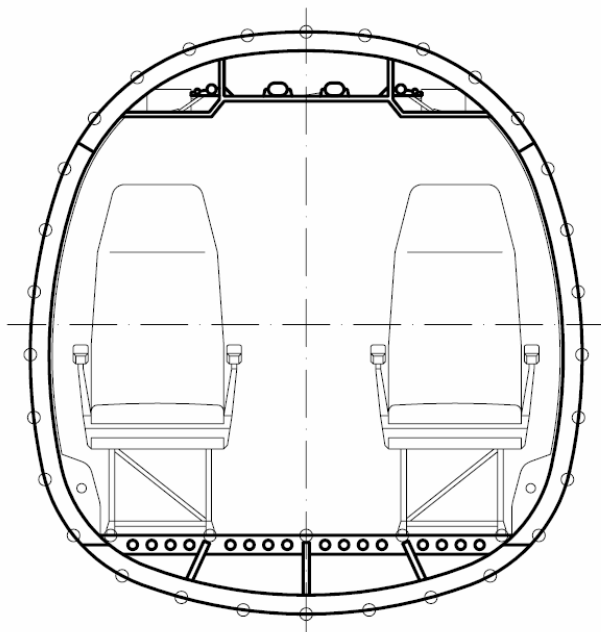


*Obr. 21, Zadní přetlaková stěna (pohled zezadu)*

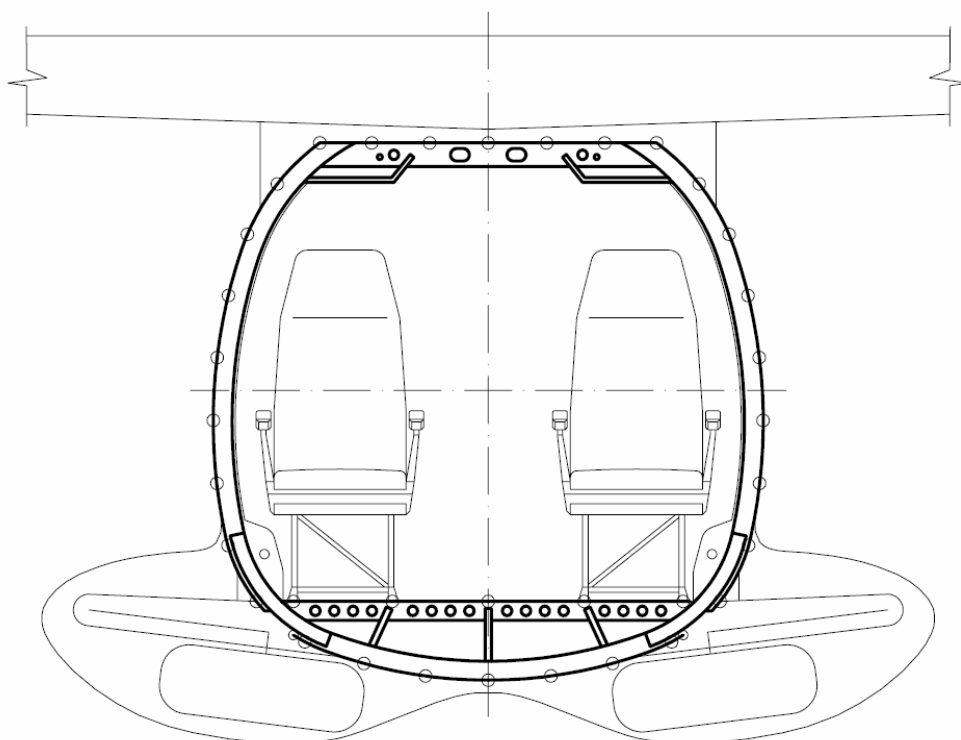
### **Podlaha a strop kabiny**

Podlaha je řešena jako nosníková konstrukce, tzn. že je složena z plechu o tloušťce 1,2 mm vyztuženého podélně kolejnicemi pro uchycení sedaček a v ose tropu jednou podélnou výztuhou. Plech i podélný systém podlahy jsou upevněny na nosníky, které jsou pevně spojeny s přepážkou (viz obr. 22).

Protože letoun EV-55 je hornoplošník, je výška kabiny (poloha stropu) dána prostorem potřebným pro uložení křídla ve střední části trupu. Navíc, mimo jiné musí být mezi křídlem a užitným prostorem kabiny umístěny prvky klimatizační a kyslíkové soustavy. Možný způsob řešení stropu je uveden na obr. 22 a obr. 23. Stropní panely jsou připevněny k rámové konstrukci složené z tvarovaných profilů. V krajních polích mezi potahem trupu a vnitřní stěnou kabiny v podlaze i stropu musí být otvory umožňující vyrovnávání tlaků v jednotlivých prostorech.



**Obr. 22,** Konstrukce podlahy a stropu (prizmatická část trupu, pohled zepředu)

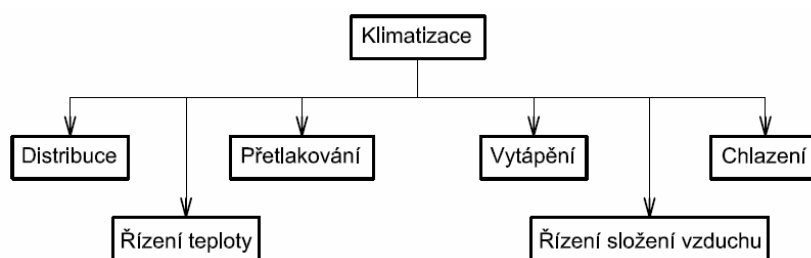


**Obr. 23,** Konstrukce podlahy a stropu (centroplán, pohled zepředu)

## 2.2 NÁVRH KLIMATIZAČNÍ A VÝŠKOVÉ SOUSTAVY

U letounů určených pro provoz v malých nadmořských výškách není rozdíl tlaku vzduchu na zemi a v cestovní výšce natolik výrazný, aby měl významný vliv na pohodlí člověka a bezpečnost letu. Z tohoto důvodu nemusí být takové letouny přetlakovým systémem vybaveny. Avšak má-li letoun létat ve větších výškách (předpis uvádí více než 15 000 ft, tj. cca 4 600 m), je nezbytné jej přetlakovanou kabinou vybavit.

Soustava zajišťující klimatizaci kabiny a zároveň i její přetlakování se nazývá tzv. komplexní klimatizační a výšková soustava. Hlavním úkolem této soustavy je vytvoření pro člověka přijatelných podmínek v kabině letounu jak za letu, tak také při stání a pojíždění. Tím se rozumí nejen zajištění vhodné teploty, vlhkosti a tlaku vzduchu uvnitř kabiny, ale také jeho nezbytnou a dostatečnou výměnu.



Obr. 24. Obecné schéma klimatizační soustavy

### 2.2.1 POŽADAVKY PŘEDPISŮ NA SOUSTAVY ZAJIŠŤUJÍCÍ PŘETLAKOVÁNÍ A KLIMATIZACI KABINY

V této kapitole jsou uvedeny požadavky předpisu CS-23 pro kategorii Normal (citováno z lit. [12]) na konstrukci a zkoušky soustav zajišťujících ventilaci a přetlakování.

#### Přetlakové kabiny (CS 23.841)

- Požaduje-li se schválení pro provoz nad 7 620 m (25 000 ft), musí být letoun v případě jakékoliv pravděpodobné poruchy nebo selhání přetlakové soustavy, schopen udržet v kabině tlakovou výšku alespoň 4 572 m (15 000ft).
- Přetlakové kabiny musí mít alespoň následující ventily, ovládání a ukazatele k řízení tlaku v kabině:
  - Dva tlakové vypouštěcí pojistné ventily k automatickému omezení přetlaku na předem stanovenou hodnotu při maximální dodávce ze zdroje tlaku. Spojená kapacita vypouštěcích ventilů musí být tak velká, aby porucha kteréhokoliv z ventilů nezpůsobila značné zvýšení přetlaku. Přetlak je kladný, je-li vnitřní tlak větší než vnější.
  - Dva zpětné přetlakové pojistné ventily (nebo jejich ekvivalent) k automatickému zabránění vzniku negativního rozdílu tlaků, který by poškodil konstrukci. Jeden ventil je však dostačující v případě, je-li taková konstrukce, že spolehlivě vyloučí selhání.
  - Zařízení, kterým může být přetlak rychle vyrovnán.
  - Automatický nebo ruční regulátor k řízení sání nebo výfuku vzduchu nebo obojího, pro udržení požadovaného vnitřního tlaku vzduchu a rychlosti proudu vzduchu.
  - Přístroje, ukazující pilotovi přetlak, tlakovou výšku v kabině a rychlost změny tlakové výšky v kabině.
  - Ukazatel upozorňující na stanovišti pilota, je-li překročena bezpečná nebo předem nastavená hodnota přetlaku a je-li překročena v kabině tlaková výška 3 048 m (10 000 ft).

- Upozorňující štítek pro pilota, není-li konstrukce navržena pro přetlak až do maximálního nastavení pojistného ventilu v kombinaci se zatížením při přistání.
- Prostředky k zastavení otáček kompresoru nebo odvedení proudu vzduchu z kabiny, jestliže pokračující otáčení kabinového kompresoru poháněného motorem nebo pokračující tok vzduchu z kteréhokoliv kompresoru, vytváří v případě selhání nebezpečí.

**Soustava pro odběr tlakového vzduchu z motorů, musí splňovat tyto požadavky (CS 23.1111):**

- Nesmí vzniknout nebezpečí, dojde-li kdekoliv mezi výstupem z motoru a agregátem letounu, používajícím tlakový vzduch z motoru, k prasknutí nebo poruše potrubí.
- Musí být stanoven vliv maximálního odběru tlakového vzduchu na výkony motoru letounu.
- Porucha mazací soustavy motoru nesmí způsobit nebezpečné znečištění vzduchové soustavy kabiny.

**Pro větrání platí tyto požadavky (CS 23.831):**

- Všechna oddělení pro posádku i cestující, musí být vhodně větrána. Koncentrace kyslíčnicku uhelnatého nesmí překročit poměr 1 díl na 20 0000 dílů vzduchu.
- U letounů s přetlakovou kabinou musí být vzduch pro větrání prostoru pro posádku a cestující prost všech škodlivých a nebezpečných koncentrací plynů a par při normálním provozu a v případě přiměřeně pravděpodobné poruchy nebo selhání ventilace, topení, přetlakování nebo jiných soustav a vybavení. Jestliže je přiměřeně pravděpodobné nahromadění nebezpečného množství kouře v prostoru kabiny, musí být okamžitě proveden odvod kouře počínaje plným přetlakováním a bez dekomprese pod bezpečnou mez.

**Musí být provedeny následující funkční zkoušky přetlakování (CS 23.843):**

- Funkční a kapacitní ventilů pozitivního i negativního přetlaku a nouzových vypouštěcích ventilů za účelem napodobení vlivů uzavřených regulačních ventilů.
- Zkoušky přetlakové soustavy, aby byla prokázána správná funkce za všech možných podmínek tlaku, teploty a vlhkosti až do maximální výšky, pro kterou se požaduje schválení.
- Letové zkoušky k prokázání výkonu zdroje tlaku, regulátorů tlaku a průtoku, ukazatelů a výstražné signalizace při rovnoměrném i stupňovitém stoupání a klesání rychlostmi, odpovídajícími maximu, dosažitelnému v mezích provozních omezení letounu až do maximální výšky, pro kterou se požaduje schválení.

**Požadavky na zkoušky přetlakové soustavy (CS 23.1438):**

- Části přetlakové soustavy musí být zkoušeny na odolnost proti prasknutí 2,0 násobkem normálního provozního tlaku a zkoušením tlakem, jenž je 1,5 násobkem maximálního normálního provozního tlaku.
- Rozbor nebo kombinace rozboru a zkoušky může nahradit zkouškou požadovanou dle výše uvedeného, jestliže letecký úřad uzná, že je ekvivalentní požadované zkoušce.

## 2.2.2 KONSTRUKCE KLIMATIZAČNÍ A VÝŠKOVÉ SOUSTAVY

Nejprve je třeba uvést, že u navrhovaného letounu přichází v úvahu pouze přetlaková soustava ventilačního typu. Níže je uveden její stručný popis.

### Zdroj tlakového vzduchu

V praxi existují dva druhy zdrojů stlačeného vzduchu, používaných pro přetlakování, resp. ventilaci přetlakové kabiny letounu. U proudových motorů bývá používán výhradně odběr z kompresoru motoru, v závislosti na jeho režimu buďto vysokotlakého nebo nízkotlakého. U pístových motorů, u nichž toto řešení není konstrukčně možné, je nutné použít samostatný kompresor. Tento kompresor bývá převážně odstředivý a může být poháněn buď přímo pístovým motorem, nebo vlastním elektromotorem. V případě turbovrtulového motoru jsou možné a používané obě varianty. Názory na výhody použití jedné či druhé se v odborných literaturách různí, avšak obecně lze říci, že pro malé letouny je výhodnější odběr vzduchu přímo z motoru. Důvod je ten, že malé množství vzduchu nemá u těchto letounů významný vliv na výkony letounu. Oproti tomu použití samostatného kompresoru (v tomto případě dvou – jeden na každý motor) vede ke zvýšení prázdné hmotnosti letounu. Tento nárůst je tím významnější, čím je samotný letoun lehčí.

Z uvedených důvodů bude u navrhovaného letounu zdrojem tlakového vzduchu poslední stupeň kompresoru obou motorů.

### Úprava teploty, vlhkosti, tlaku a průtočného množství vzduchu

Teplota vzduchu je řízena směřováním teplého a studeného proudu vzduchu ve směšovači. Toto zařízení pracuje tak, že neovlivňuje celkový průtok teplého a studeného proudu, mění se tedy pouze vzájemný poměr průtočného množství obou proudů. Teplý vzduch je získáván přímo z motorů, v jejichž kompresoru se zároveň se stlačením také ohřívá. Jeho teplota se v závislosti na režimu motoru pohybuje mezi 120 až 270 °C. Část tohoto vzduchu je vedena přímo do směšovače, a část do turbochladiče, jehož funkcí je ochlazení teplého vzduchu na teplotu nižší, než je teplota okolí. Ochlazení probíhá zpravidla ve dvou tepelných výměnících, v nichž teplý vzduch odevzdá podstatnou část tepla náporovému vzduchu, a expanzní turbíně, v níž vlivem expanze dojde k podchlazení vzduchu pod teplotu okolí. Protože při ochlazování vzduchu kondenzuje vlhkost, je ihned za turbochladič napojen odlučovač vody, který přebytečnou vlhkost ze vzduchu odstraní. Teplý i takto upravený chladný proud se smísí ve směšovači tak, aby byla dosažena požadovaná teplota do kabiny vstupujícího vzduchu. Tato teplota se pohybuje mezi 18 a 24 °C. Směšovač je řízen řídicí elektronikou na základě teplot naměřených tepelnými snímači v potrubí za směšovačem i v prostorách kabiny letounu. Pokud je zapotřebí, je vzduch následně opět zvlhčen na požadovanou vlhkost (ta se pohybuje mezi 30 % a 60 %) a rozveden do kabiny letounu.

Tlak vzduchu je ovládán vypouštěcími ventily, které mohou být řízeny manuálně nebo automaticky řídicí elektronikou dle předem navoleného programu. Řízen je nejen přetlak vzduchu v kabině, ale také rychlost změny tlaku v kabině, která by neměla překročit hodnotu 24 Pa/s.

Průtočné množství vzduchu řídí regulační ventil napojený na řídicí elektroniku. Průtočné množství je regulováno automaticky v závislosti na přetlaku, v případě potřeby může být ovládáno manuálně (při potřebě rychlé výměny vzduchu v kabině).

### Přívod vzduchu do kabiny

Vlastní rozvod je rozdělen do dvou větví. Jedna zabezpečuje přívod vzduchu k pilotům a slouží také jako zdroj teplého vzduchu pro odmlžování předních oken. Druhá větev přivádí čerstvý vzduch k cestujícím. V kabině cestujících jsou hlavní vývody umístěny nad podlahou po stranách kabiny a nad

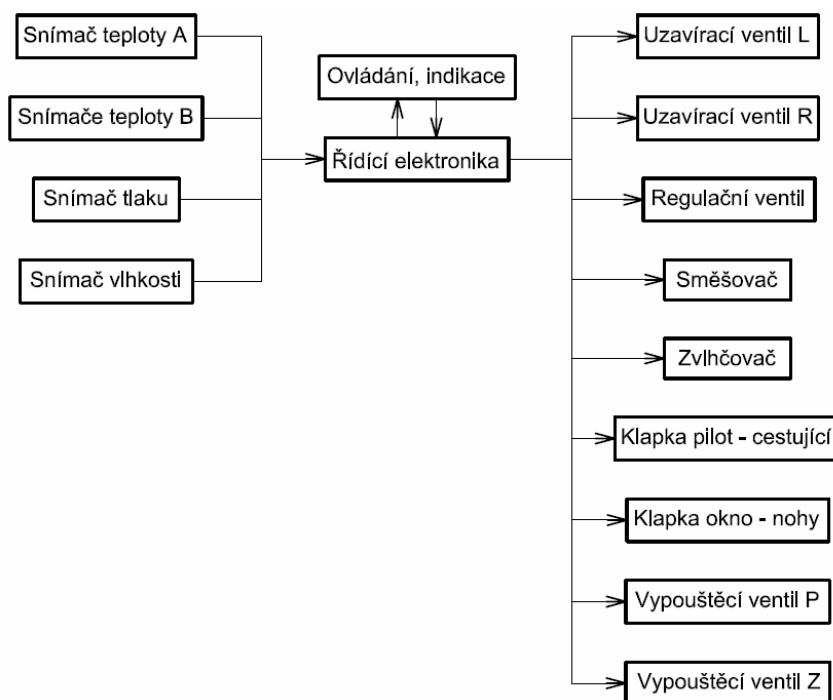
hlavami pasažérů tak, aby bylo dosaženo co možná nejúčinnější a nejrovnoměrnejší klimatizace kabiny. Přerozdělení proudu vzduchu mezi piloty a cestující je realizováno rozváděcí klapkou.

### Odvod vzduchu z kabiny, vyhřívání zavazadlových prostor

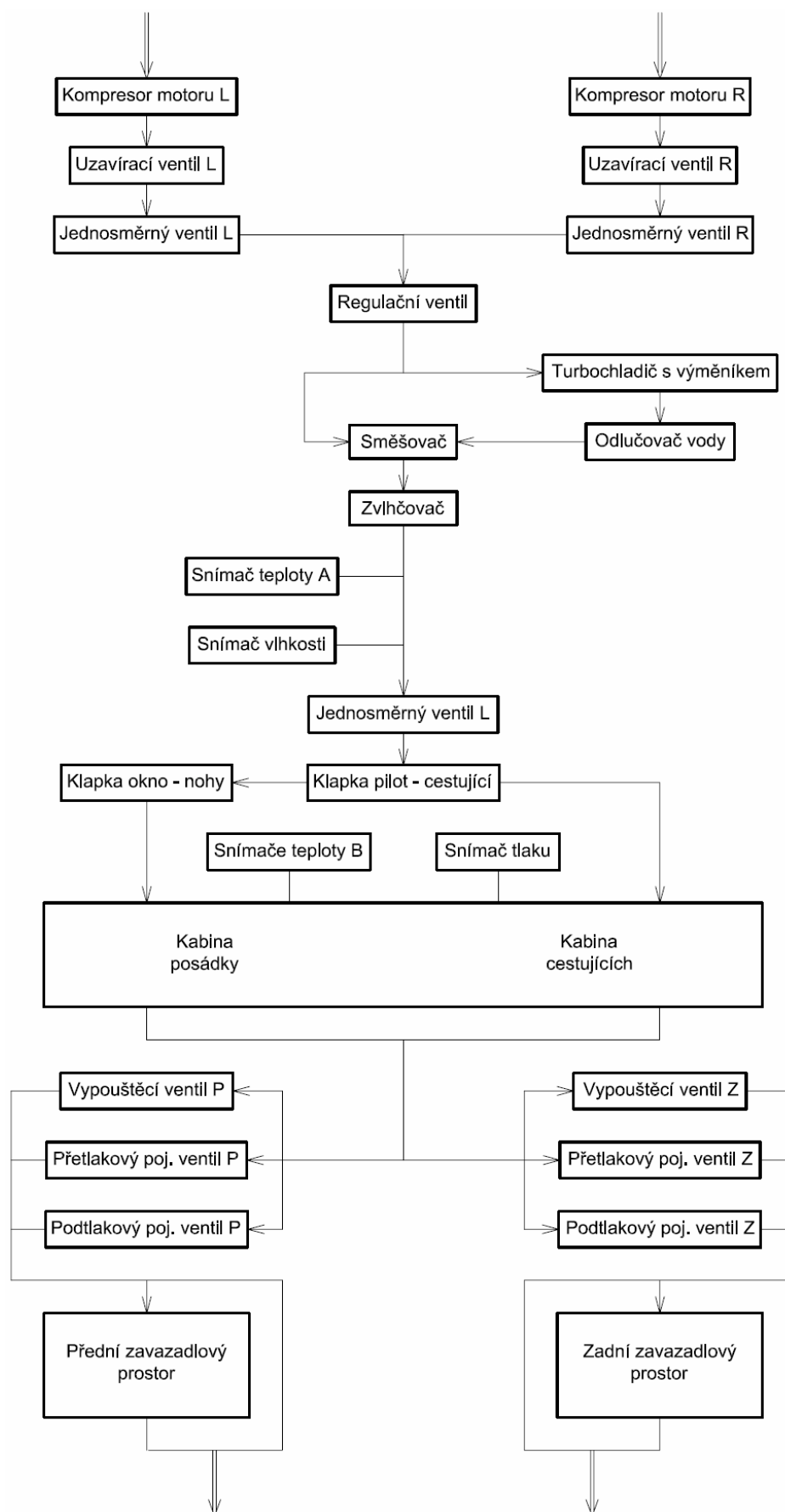
Již využitý (částečně vydýchaný) vzduch je odváděn z kabiny potrubím ústícím ve stropě. Toto potrubí vede vzduch ke dvěma vypouštěcím ventilům umístěným po jednom na přední a zadní přetlakové stěně. Mimo tyto ventily jsou ve stejných místech umístěny také přetlakové a podtlakové pojistné ventily, nastavené na příslušnou hodnotu přetlaku, resp. podtlaku. Jejich úkolem je zabránit destrukci trupu v případě poruchy vypouštěcích ventilů.

Za těmito ventily je tlak vzduchu již shodný s tlakem atmosférickým, a protože má stále dostatečnou teplotu, je využit k vyhřívání nepřetlakovaných zavazadlových prostor. Primárně je vzduch veden do zavazadlových prostor, z nichž je odváděn mimo letoun. Z důvodů vyšší bezpečnosti (při ucpání ústí by nastalo postupné zvyšování tlaku v těchto prostorech) je tento vzduch možno odvést od vypouštěcích ventilů k vývodům letounu obtokovou větví.

Na obr. 26 je uvedeno blokové schéma propojení jednotlivých prvků celé soustavy. Na obr. 25 je pak naznačen princip ovládání a regulace soustavy.



**Obr. 25,** Blokové schéma ovládání a regulace klimatické soustavy



Obr. 26, Blokové schéma klimatizační soustavy

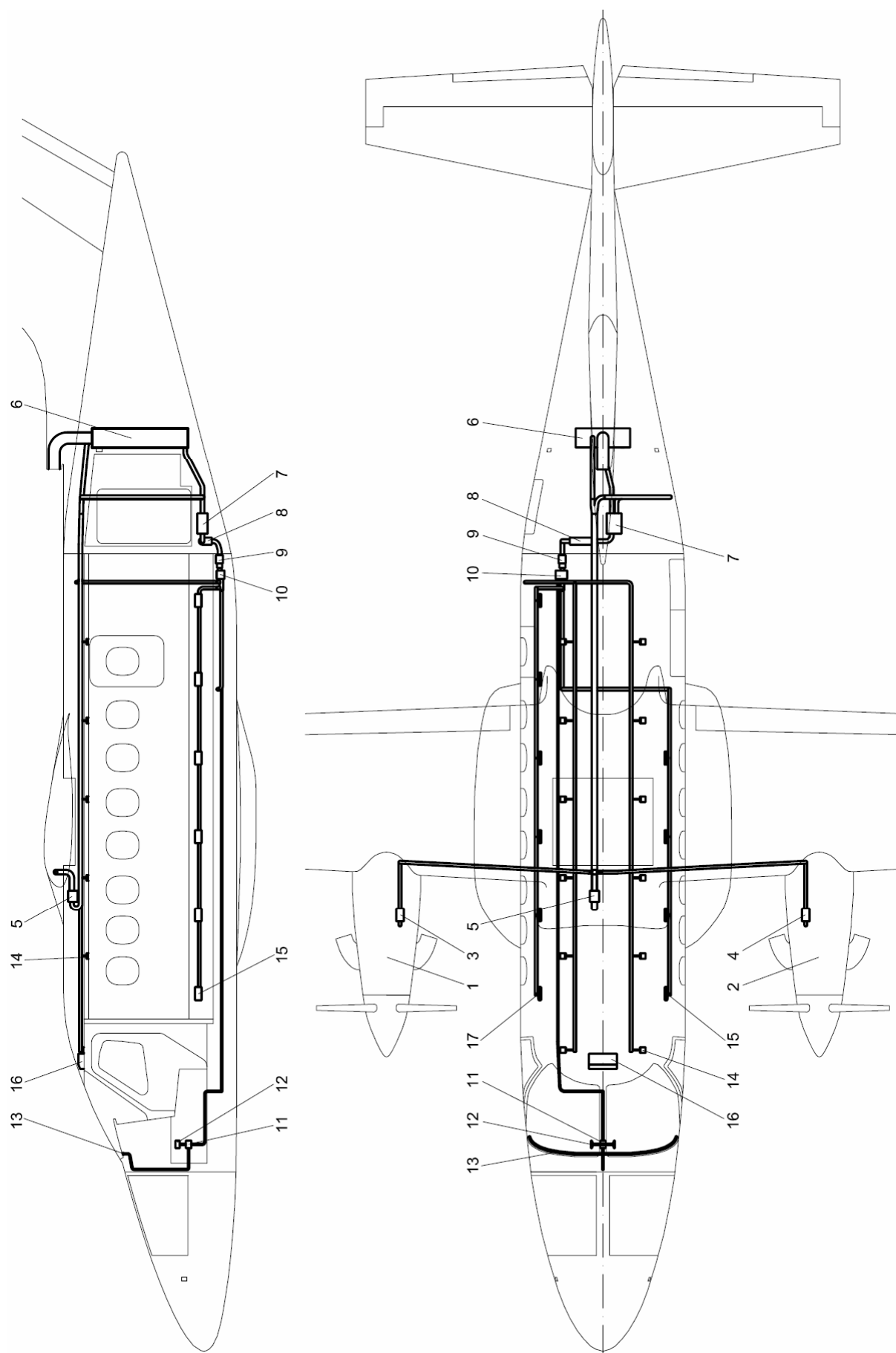
**Instalace klimatizační soustavy**

Jeden z možných způsobů rozmístění jednotlivých součástí systému je naznačeno na obr. 27 a obr. 28.

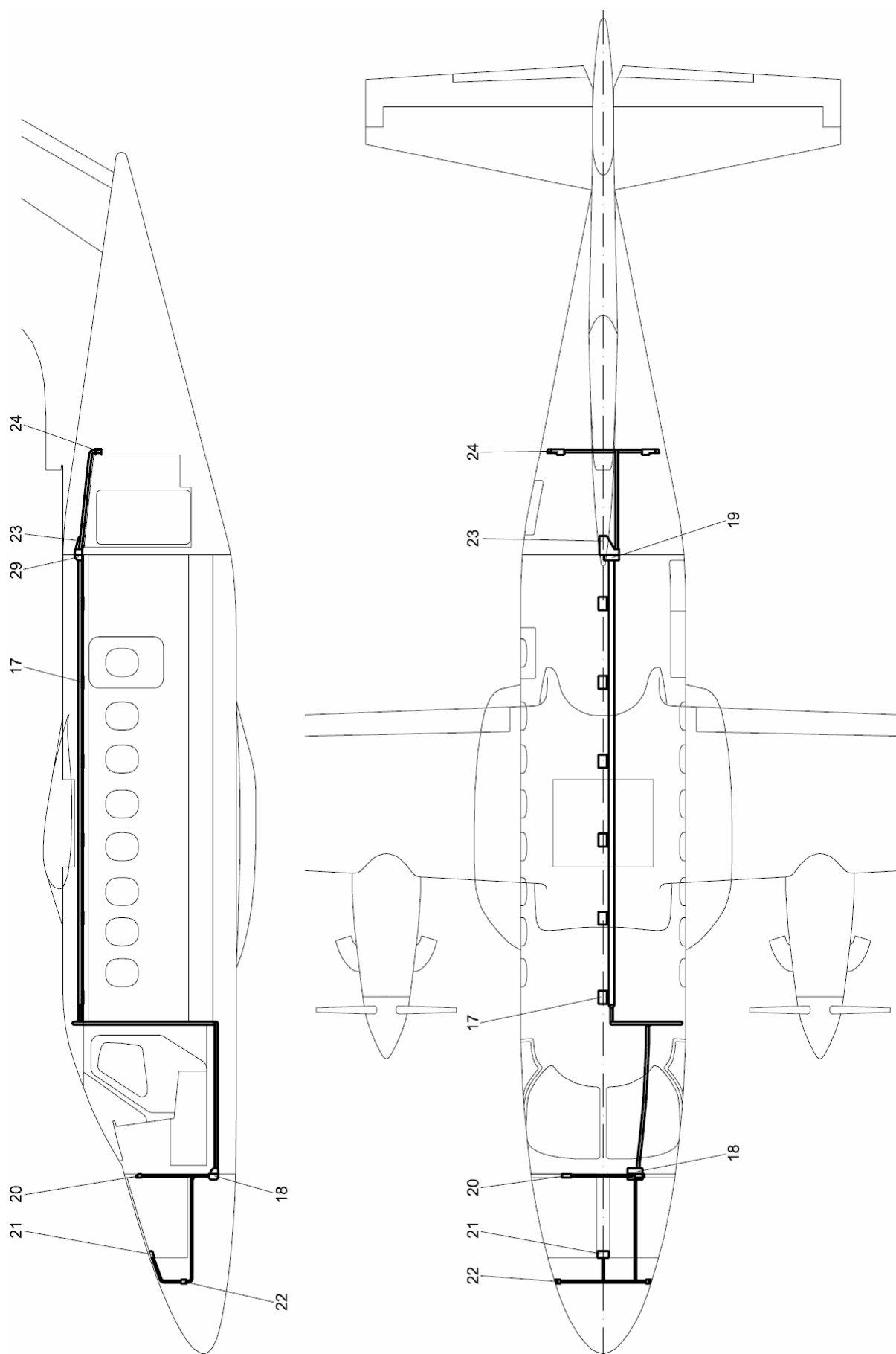
Odkaz	Součást
1	kompresor pravého motoru
2	kompresor levého motoru
3	uzavírací a jednosměrný ventil pravého motoru
4	uzavírací a jednosměrný ventil levého motoru
5	regulační ventil
6	turbochladič a odlučovač vody
7	směšovač
8	zvlhčovač
9	snímač teploty a snímač tlaku
10	klapka pilot – cestující
11	klapka okno – nohy
12	vývod vzduchu u nohou pilotů
13	vývod vzduchu pro odmlžování čelních skel
14	vývod vzduchu nad hlavami pilotů a cestujících
15	vývod vzduchu u nohou cestujících
16	panel ovládání a indikace
17	Vývod vzduchu z kabiny
18	přední vypouštěcí a pojistné ventily
19	zadní vypouštěcí a pojistné ventily
20	vývod vzduchu do předního zavazadlového prostoru
21	vývod vzduchu z předního zavazadlového prostoru
22	vývod vzduchu z letounu
23	vývod vzduchu do zadního zavazadlového prostoru
24	vývod vzduchu ze zadního zavazadlového prostoru mimo letoun

**Tab. 15,** Legenda k obr. 27 a obr. 28





**Obr. 27.** Návrh zástavby klimatizačního systému – úprava a přívod vzduchu do kabiny



**Obr. 28,** Návrh zástavby klimatizačního systému – odvod vzduchu z kabiny

### 2.2.3 PRŮBĚH PŘETLAKOVÁNÍ

Průběh přetlakování je zřejmý z obr. 30. Ve výškách nižších než je zvolená referenční kabinová výška  $H'$ , je v kabině tlak shodný s tlakem vnější atmosféry. Poté, co letoun tuto výšku při stoupání překročí, je kabinový tlak udržován na konstantní hodnotě odpovídající referenční kabinové výšce  $H'$ , tzn. že při rostoucí výšce letu roste i kabinový přetlak. Po dosažení maximálního kabinového přetlaku  $\Delta p_{KABmax}$  je tento přetlak v kabině udržován, a kabinový tlak se patřičně snižuje.

Referenční kabinová výška  $H'$  byla zvolena s ohledem na komfort cestujících a namáhání konstrukce letounu, dle lit. [9].

#### Vstupní návrhové parametry

- Maximální provozní výška letu  $H_{prov\ max} = 25000ft = 7620m$
- Maximální dovolená provozní kabinová výška  $H_{KABdov} = 8000ft = 2438,4m$
- Referenční kabinová výška  $H' = 2000m$
- Referenční teplota vzduchu v kabině  $T_{KAB} = 21^{\circ}C = 294,15K$
- Minimální tok vzduchu v kabině na osobu  $Q_{v0} = 10ft^3 \cdot min^{-1} \cdot os^{-1}$
- Maximální počet osob na palubě  $n_{PAS} = 11$

#### Maximální provozní hodnota kabinového přetlaku $\Delta p_{KABmax}$

Minimální hodnota kabinového přetlaku, potřebného pro schválení provozu do nadmořské výšky 7 620 m se vypočte ze vztahu:

$$\Delta p_{KABpotř} = p_{KABdov} - p_{prov\ max}$$

Kde  $p_{KABdov}$  je minimální povolený tlak v kabině letounu, který odpovídá maximální povolené kabinové výšce  $H_{KABdov}$ :

$$p_{KABdov} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{L}{T_0} \cdot H_{KABdov}\right)^{\frac{90}{R \cdot L}} = 101325 \left(1 + \frac{-0,0065}{288,15} \cdot 2438,4\right)^{\frac{9,80665}{287,0530,0065}} = 75262,3 Pa$$

A  $p_{prov\ max}$  je atmosférický tlak v maximální provozní výšce letu:

$$p_{prov\ max} = p_0 \cdot \left(1 + \frac{L}{T_0} \cdot H_{prov\ max}\right)^{\frac{90}{R \cdot L}} = 101325 \cdot \left(1 + \frac{-0,0065}{288,15} \cdot 7620\right)^{\frac{9,80665}{287,0530,0065}} = 37600,9 Pa$$

Po dosazení do definičního vztahu se vypočte minimální hodnota kabinového přetlaku:

$$\Delta p_{KABpotř} = p_{KABdov} - p_{prov\ max} = 75262,3 - 37600,9 = 37661,5 Pa$$

Na základě této hodnoty volím maximální provozní hodnotu přetlaku následovně:

$$\Delta p_{KABmax} = 38000 Pa = 0,038 MPa$$

#### Závislost kabinového přetlaku na výšce letu

Celý průběh přetlakování je možné rozdělit na tři části. První část je definována rozmezím výšek od 0 m MSA po výšku  $H'$ . V této oblasti je kabinový přetlak nulový:

$$\Delta p_{KAB}(H < H') = 0 Pa$$

Druhá část je v rozmezí výšek  $H'$  a  $H''$ . Kabinový přetlak v těchto výškách lze vypočítat následovně:

$$\Delta p_{KAB}(H' < H < H'') = p_{KAB}(H' < H < H'') - p$$

Kde výška  $H''$  (viz obr. X) je definována následovně:

$$H'' = \left[ \left( \frac{p' - \Delta p_{KABmax}}{p_0} \right)^{\frac{1}{5,256}} - 1 \right] \cdot \frac{T_0}{L} = \left[ \left( \frac{79495,2 - 38000}{101325} \right)^{\frac{1}{5,256}} - 1 \right] \cdot \frac{288,15}{-0,0065} = 6925m$$

Tlak  $p_{KAB}(H' < H < H'')$  je kabinový tlak udržovaný v kabině letounu v rozmezí výšek  $H'$  a  $H''$ :

$$p_{KAB}(H' < H < H'') = p_0 \cdot \left( 1 + \frac{L}{T_0} \cdot H' \right)^{\frac{90}{L \cdot R}} \cdot 1,2256 \cdot \left( 1 + \frac{-0,0065}{288,15} \cdot 2000 \right)^{\frac{9,80665}{0,0065 \cdot 287,053}} = 79495,2Pa$$

A tlak  $p$  je atmosférický tlak v uvažované výšce letu (např. pro 5 000 m) je:

$$p = p_0 \cdot \left( 1 + \frac{L}{T_0} \cdot H \right)^{\frac{90}{L \cdot R}} = 1,2256 \cdot \left( 1 + \frac{-0,0065}{288,15} \cdot 5000 \right)^{\frac{9,80665}{0,0065 \cdot 287,053}} = 54019,9Pa$$

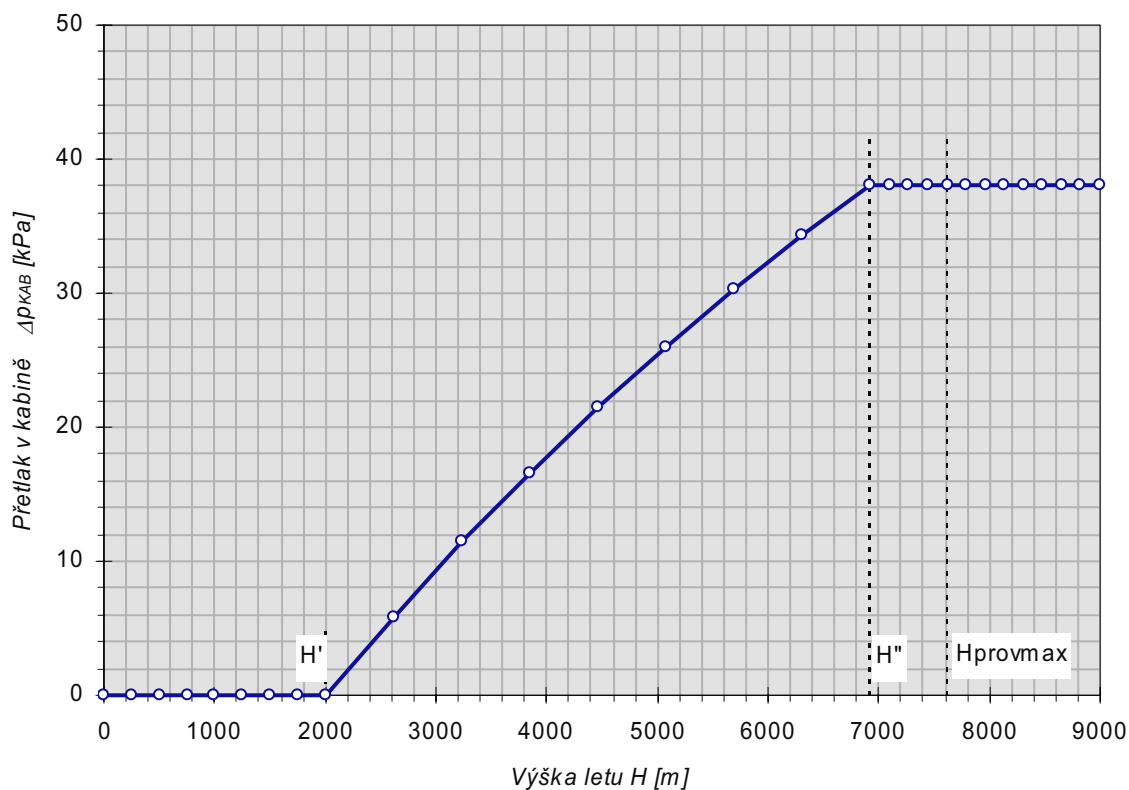
Kabinový přetlak mezi výškami  $H'$  a  $H''$  (ve výšce 5 000 m MSA) je tedy:

$$\Delta p_{KAB}(H' < H < H'') = p(H' < H < H'') - p = 79495,2 - 54019,9 = 25475,3Pa$$

Ve třetí části, ve výškách větších jak  $H''$ , je udržován konstantní kabinový přetlak na maximální provozní hodnotě:

$$\Delta p_{KAB}(H > H'') = \Delta p_{KABmax} = 38000Pa$$

Průběh kabinového přetlaku na výšce letu je zřejmý z následujícího obrázku:



Obr. 29, Závislost přetlaku na výšce letu

**Závislost tlaku vzduchu v kabině letounu na výšce letu**

Tlak v kabině do nadmořské výšce  $H'$  je roven atmosférickému tlaku v dané výšce. Vztah pro jeho výpočet je následující (jako příklad je uveden výpočet pro výšku 1 000 m MSA):

$$p_{KAB}(H < H') = p_0 \cdot \left(1 + \frac{L}{T_0} \cdot H\right)^{\frac{g_0}{L \cdot R}} = 1,2256 \cdot \left(1 + \frac{-0,0065}{288,15} \cdot 1000\right)^{\frac{9,80665}{0,0065 \cdot 287,053}} = 89874,6 \text{ Pa}$$

Tlak v kabině v rozmezí výšek  $H'$  a  $H''$  je konstantní a odpovídá hodnotě vypočtené výše:

$$p_{KAB}(H' < H < H'') = 79495,2$$

Tlak v kabině ve výšce větší jak  $H''$  se vypočte (např. pro výšku 7 000 m) takto:

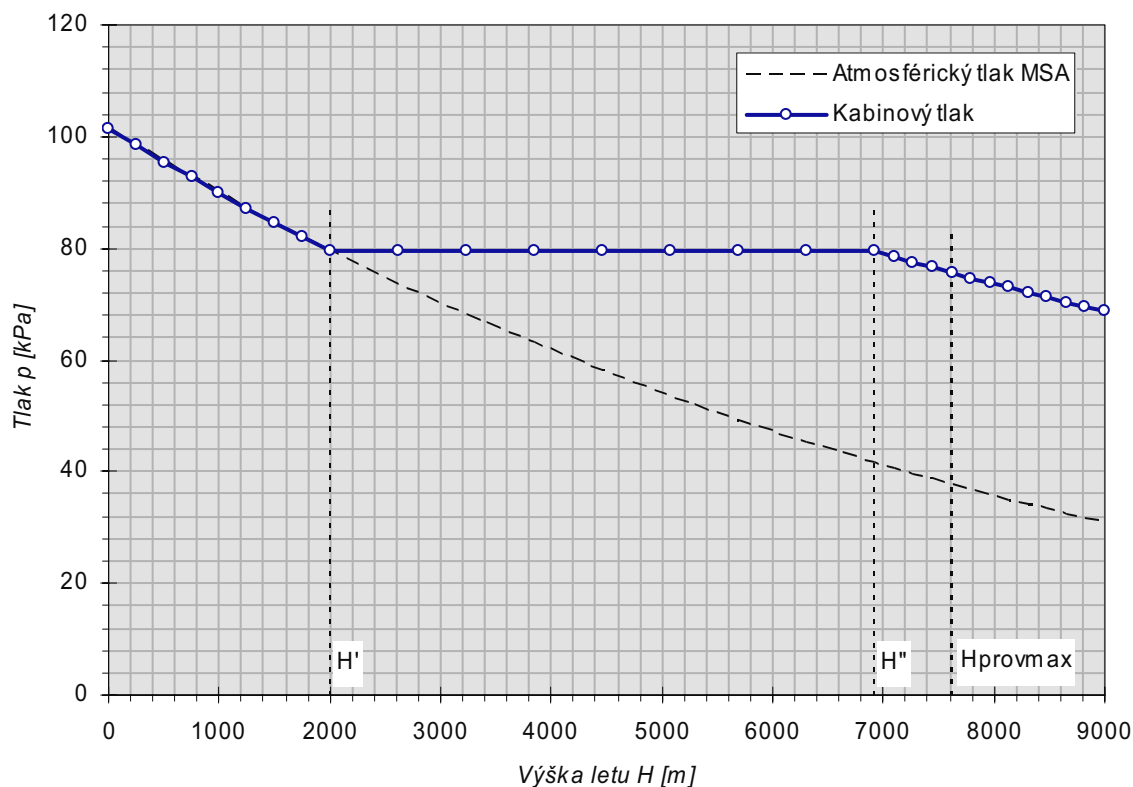
$$p_{KAB}(H > H'') = p_0 \cdot \left(1 + \frac{L}{T_0} \cdot H\right)^{\frac{g_0}{L \cdot R}} + \Delta p_{KABmax}$$

$$p_{KAB}(H > H'') = 1,2256 \cdot \left(1 + \frac{-0,0065}{288,15} \cdot 7000\right)^{\frac{9,80665}{0,0065 \cdot 287,053}} + 38000 = 79060,7 \text{ Pa}$$

Kabinová výška odpovídající kabinovému tlaku se vypočítá takto:

$$H_{KAB}(H > H'') = \left[ \left( \frac{p_{KAB}(H > H'')}{p_0} \right)^{\frac{1}{5,256}} - 1 \right] \cdot \frac{T_0}{L} = \left[ \left( \frac{79060,7}{101325} \right)^{\frac{1}{5,256}} - 1 \right] \cdot \frac{288,15}{-0,0065} = 2044,1 \text{ m}$$

Průběh kabinového tlaku je následující:



**Obr. 30.** Závislost atmosférického a kabinového tlaku na výšce letu

### Závislost množství vzduchu proudícího kabinou na výšce letu

Celkový objemový tok vzduchu proudícího kabinou je dán maximálním počtem osob na palubě:

$$Q_V = Q_{V0} \cdot n_{PAS} = 10 \cdot 11 = 110 \text{ ft} \cdot \text{min}^{-1} = 0,0519 \text{ m}^3 \cdot \text{s}^{-1}$$

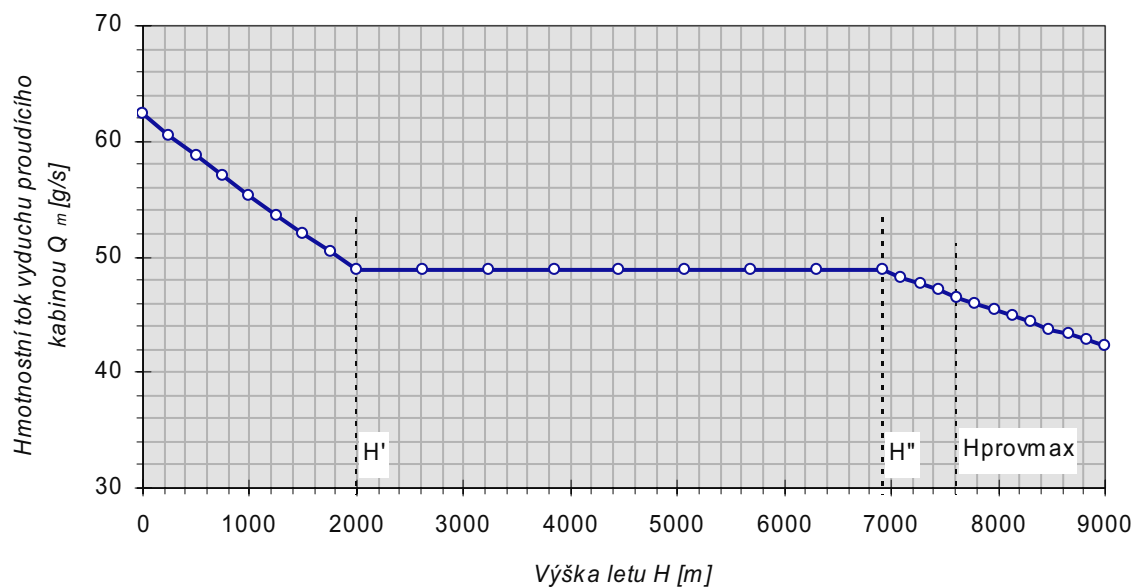
Množství vzduchu odebíraného z motorů má negativní vliv na jejich výkonnost. Pro vyšetření výkonů letounu, resp. pohonných jednotek, je třeba zjistit, jak velké množství vzduchu je nutné z motorů odebírat, aby byl splněn požadavek na větrání kabiny. Vzhledem ke skutečnosti, že pro zjištění výkonnosti motorů je potřeba znát hmotnostní tok vzduchu, a minimální požadovaný tok vzduchu proudícího kabinou je tok objemový, je nezbytné provedení následujícího výpočtu (pro ilustraci je uveden výpočet pro výšku 0 m MSA, kdy je  $Q_m$  největší):

$$Q_m = Q_V \cdot \frac{p_{KAB}}{R \cdot T_{KAB}} = 0,0425 \cdot \frac{101325}{287,053 \cdot 294,15} = 62,30 \text{ g} \cdot \text{s}^{-1}$$

Pro určení provozních charakteristik pohonných jednotek je třeba znát množství stlačeného vzduchu, odebíraného z kompresorů motorů. Při rozdělení celkového množství rovnoměrně na oba motory, bude hmotnostní tok vzduchu odebíraného z jednoho motoru:

$$Q_{m(MOT)} = \frac{Q_m}{2} = \frac{62,30}{2} = 31,15 \text{ g} \cdot \text{s}^{-1}$$

Průběh hmotnostního toku:



**Obr. 31,** Závislost hmotnostního toku vzduchu v kabině na výšce letu

**Závislost vypočtených veličin na výšce letu:**

Výška letu H [m]	Kabinový přetlak $\Delta p_{KAB}$ [Pa]	Kabinový tlak $p_{KAB}$ [Pa]	Kabinová výška $H_{KAB}$ [m]	Hmotnostní tok vzduchu $Q_m$ [g.s <sup>-1</sup> ]
0	0	101325.0	0	50.97
250.0	0	98357.5	250.0	49.48
500.0	0	95460.8	500.0	48.02
750.0	0	92633.6	750.0	46.60
1000.0	0	89874.6	1000.0	45.21
1250.0	0	87182.4	1250.0	43.86
1500.0	0	84556.0	1500.0	42.54
1750.0	0	81994.0	1750.0	41.25
2000.0	0	79495.2	2000.0	39.99
2615.6	5891.3	79495.2	2000.0	39.99
3231.3	11424.0	79495.2	2000.0	39.99
3846.9	16615.0	79495.2	2000.0	39.99
4462.5	21480.7	79495.2	2000.0	39.99
5078.1	26037.0	79495.2	2000.0	39.99
5693.8	30299.0	79495.2	2000.0	39.99
6309.4	34281.7	79495.2	2000.0	39.99
6925.0	38000.0	79496.1	2000.0	39.99
7098.8	38000.0	78493.0	2102.0	39.49
7272.5	38000.0	77509.6	2203.2	38.99
7446.3	38000.0	76545.7	2303.4	38.51
7620.0	38000.0	75600.9	2402.6	38.03
7965.0	38000.0	73780.4	2596.6	37.11
8310.0	38000.0	72032.0	2786.6	36.24
8655.0	38000.0	70353.4	2972.5	35.39
9000.0	38000.0	68742.4	3154.4	34.58

**Tab. 16,** Závislost vypočtených veličin na výšce letu

## 2.3 NÁVRH NOUZOVÉ KYSLÍKOVÉ SOUSTAVY

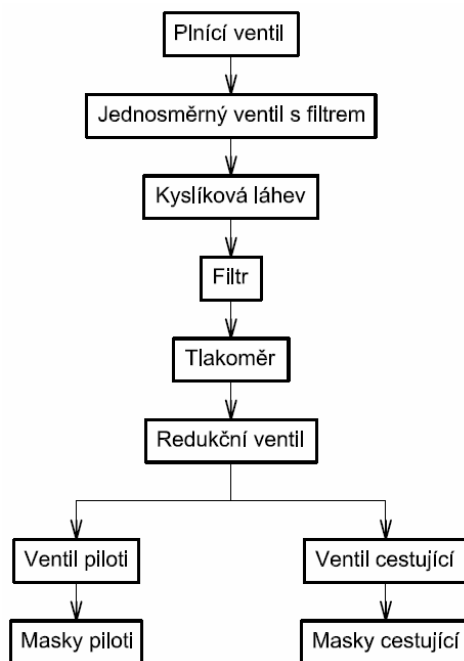
V požadavcích předpisu CS-23 a některých dalších předpisech jsou definovány podmínky, za kterých je nutno opatřit letoun kyslíkovou výstrojí, a parametry, které musí tato výstroj splňovat. U navrhovaného letounu je v důsledku provozu ve výškách do 7 620 m (25 000 ft) nutno pro případ nouzové situace (náhlého poklesu tlaku v kabině) zajistit spolehlivou dodávku zdravotního kyslíku.

### 2.3.1 POŽADAVKY PŘEDPISŮ NA NOUZOVOU DODÁVKU KYSLÍKU

Tato dodávka musí být zajištěna v souladu s předpisem JAR-OPS 1 pro každého člena letové posádky, který koná službu v pilotním prostoru. Kyslíkové masky každého člena posádky musí být umístěny v jeho bezprostředním dosahu. Pokud letounu není schopen bezpečně sestoupit do 4 minut do tlakové výšky 13 000 ft, musí být dle předpisu JAR-OPS 1 vybaven kyslíkovým vybavením pro cestující automaticky uváděným do činnosti a okamžitě dostupným každé osobě na palubě letounu. Celkový počet dýchacích souprav a vývodů kyslíku musí být alespoň o 10% větší než počet sedadel. Pokud je ale letounu schopen ve kterémkoliv bodě letěné trati do 4 minut sestoupit do tlakové výšky 13 000 ft, může být zásoba snížena tak, aby postačovala po dobu letu při tlakové výšce v kabině 10 000 ft až 13 000 ft pro alespoň 10% cestujících.

### 2.3.2 KONSTRUKCE NOUZOVÉ KYSLÍKOVÉ SOUSTAVY

Jelikož je navrhovaný letoun určen pro přepravu maximálně 9 cestujících bez palubní průvodčí, je nejvhodnějším řešením centrální rozvod kyslíku z tlakových láhví ke všem sedadlům cestujících i posádky. Blokové schéma takové nouzové kyslíkové soustavy je uvedeno na obr. 32.



*Obr. 32, Blokové schéma kyslíkové soustavy*

Rozmístění jednotlivých součástí kyslíkové soustavy je výrazně ovlivněno nutností dodržení centráže letounu ve stanovených mezích. Aby toho bylo možné dosáhnout, je nutné umístit všechny její

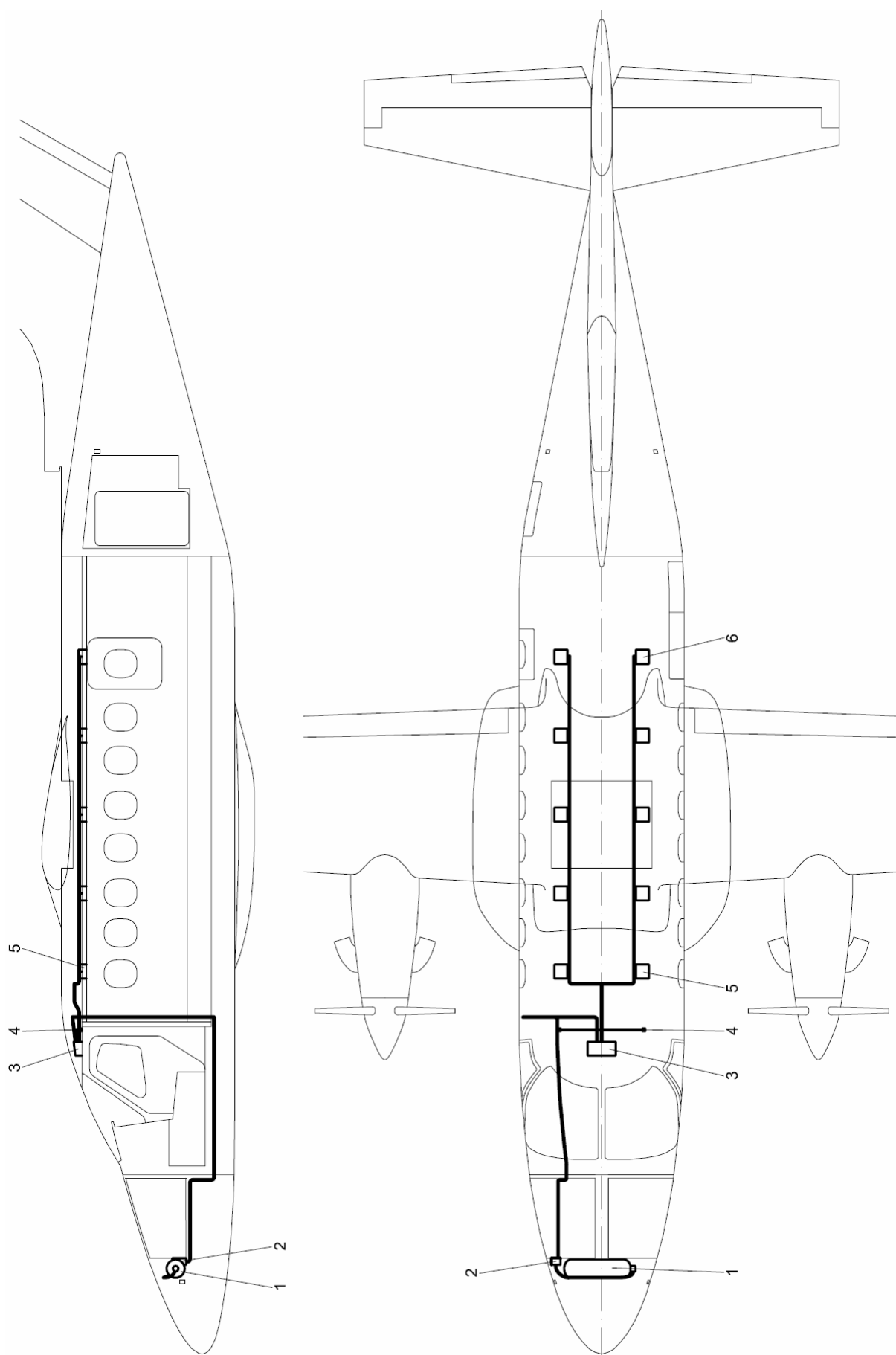


součásti co možná nejvíce dopředu. Proto je v návrhu na obr. 33 kyslíková láhev umístěna v přední části původního předního zavazadlového prostoru.

Legenda k obr. 33:

Odkaz	Součást
1	kyslíková láhev
2	plnicí ventil, jednosměrný ventil a filtr
3	ovládání, indikace
4	vývod pro připojení masky pilotů
5	box s maskou pro cestující
6	box s maskou, vývod pro odběr kyslíku pro lékařské účely

**Tab. 17,** *Legenda k obr. 33*



**Obr. 33,** Návrh zástavby kyslíkové soustavy

## 2.4 POHONNÁ JEDNOTKA

Volba pohonné jednotky je součástí návrhového procesu, na niž závisí nejen možnosti letounu z pohledu dosahovaných letových výkonů, ale také významné položky v nákladech pro zajištění jeho provozu. Na tyto ukazatele má vliv především výkon motoru a měrná spotřeba paliva. Pro pohon navrhovaného letounu, splňujícího požadavky předpisu FAR-23, resp. CS-23 přichází v úvahu v podstatě pouze turbovrtulová pohonná jednotka, která sestává z turbovrtulového motoru s reduktorem a vrtule.

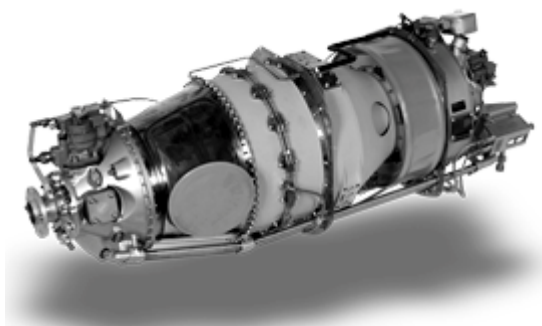
Jako vše související s návrhem letounu, je i konkrétní volba pohonné jednotky kompromisem. Není náhodou, že velké množství v současnosti provozovaných srovnatelných letounů je nabízeno v několika variantách, lišících se použitou pohonnou jednotkou. Důvodem je snaha o uspokojení přání možných zákazníků, z nichž někteří preferují vyšší cestovní rychlost i za cenu nižší hospodárnosti provozu, jiní jsou zase pro nižší náklady spojené s provozem letounu ochotni obětovat několik desítek minut letu navíc.

Protože u navrhovaného letounu, bude zdrojem tlakového vzduchu pro přetlakování a ventilaci kabiny poslední stupeň kompresoru obou motorů, je nutné vyšetřit vliv odebíraného množství vzduchu na jejich provozní charakteristiky. Je zřejmé, že odběr vzduchu z kompresoru (tzv. bleed air) bude mít negativní vliv na činnost motoru. Jeho výkon bude se zvyšujícím se odběrem vzduchu klesat, a měrná spotřeba paliva naopak vzrůstat. Narůstat bude také teplota výstupních plynů.

### 2.4.1 POHONNÁ JEDNOTKA NEPŘETLAKOVANÉHO LETOUNU

Konstrukčně nejjednodušší řešení nabízí instalace pohonných jednotek PT6A-21 s vrtulemi Avia AV844, použitých již u nepřetlakové verze letounu EV-55. Zda jsou tyto pohonné jednotky dostačující či nikoli, lze rozhodnout teprve až na základě výsledků analýzy letových výkonů letounu, a to s uvážením okolností, uvedených výše. Výpočet některých základních letových výkonů je uveden v kapitole 4.

Motory řady PT6A jsou produktem známého kanadského výrobce leteckých motorů Pratt & Whitney Canada. Jde o dvouhřídelové turbovrtulové motory, s třístupňovým axiálním a jednostupňovým radiálním kompresorem, prstencovou spalovací komoru a jednostupňovou turbínou pohánějící hřídel kompresoru a dalších agregátů. Volná turbína pohání přes reduktor souosý vrtulový hřídel, na němž je upevněna vrtule.



*Obr. 34, Motor Pratt & Whitney PT6A-21*

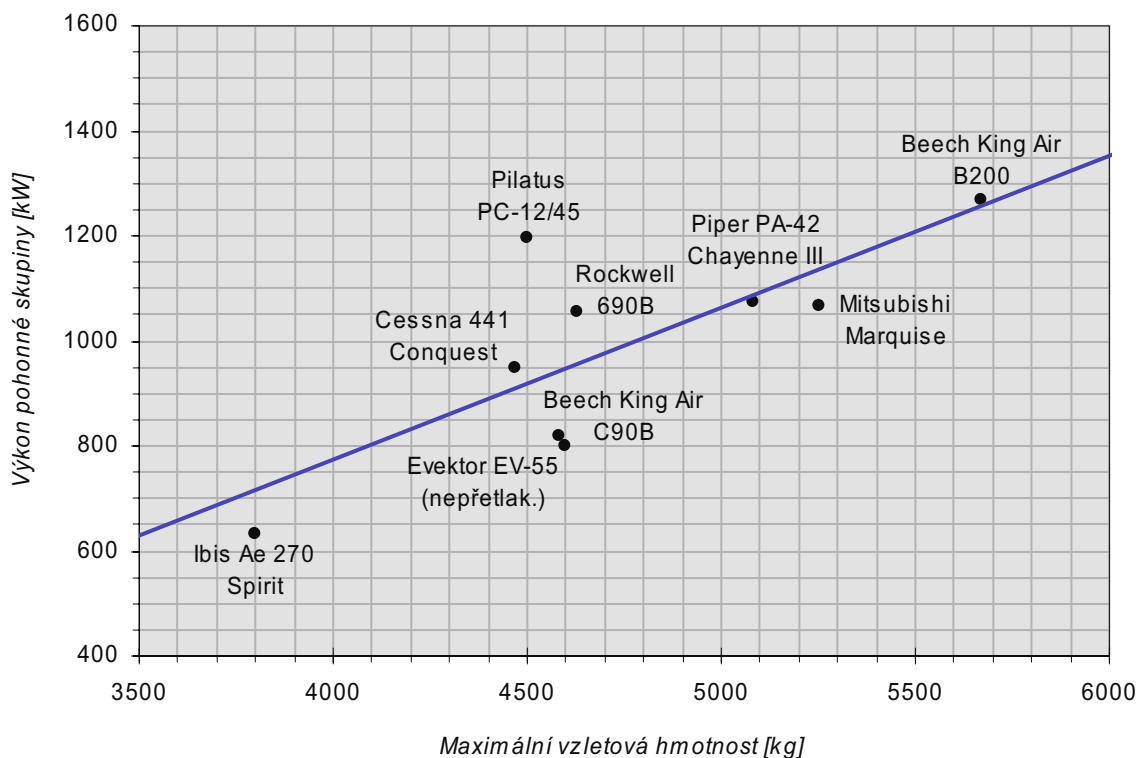
Vrtule Avia AV844 je vyráběna českou firmou Avia Proppeler. Jedná se o vrtuli stálých otáček s možností přestavení listů do praporové polohy. Její průměr je 2 083 mm a je opatřena čtyřmi listy z hliníkové slitiny. Je také vybavena zařízením pro omezení otáček a protínámrazovým systémem. Natáčení listů je hydraulické, dvojčinné, v maximálním rozsahu 103 °. Suchá hmotnost je 64 kg.

## 2.4.2 PŘEHLED DALŠÍCH POHONNÝCH JEDNOTEK

V případě volby jiného motoru lze k odhadu jeho výkonnosti přistupovat několika způsoby. Jedním z nich je například porovnání měrného zatížení motoru instalovaného do letounu EV-55 s měrným zatížením motorů konkurenčních letounů. Zmíněný parametr udává poměr mezi maximální vzletovou hmotností letounu a maximálním výkonem jeho motorů. Konkrétní hodnoty měrného zatížení u dříve vybraných konkurenčních letounů uvedeny v tab. 18.

Typ letounu	$m_{MTOW}$ [kg]	P [kW]	$m_{MTOW} / P$ [kg/kW]
Beech King Air B200	5670	1268	4.472
Beech King Air C90B	4581	820	5.587
Cessna 441 Conquest	4468	948	4.713
Ibis Ae 270 Spirit HP	3800	634	5.994
Mitsubishi Marquise	5250	1066	4.925
Pilatus PC 12/45	4500	1197	3.759
Piper PA-42 Cheyenne III	5080	1074	4.730
Rockwell 690B TC	4630	1054	4.393
Evektor EV-55 (nepřetlak.)	4600	800	5.788

Tab. 18, Měrné zatížení pohonné skupiny konkurenčních letounů



Obr. 35, Měrné zatížení pohonné skupiny vybraných letounů

Průměrná hodnota měrného zatížení motorů vybraných letounů je 4,822 kg/kW. Z ní je možné odvodit potřebný výkon jednoho motoru:

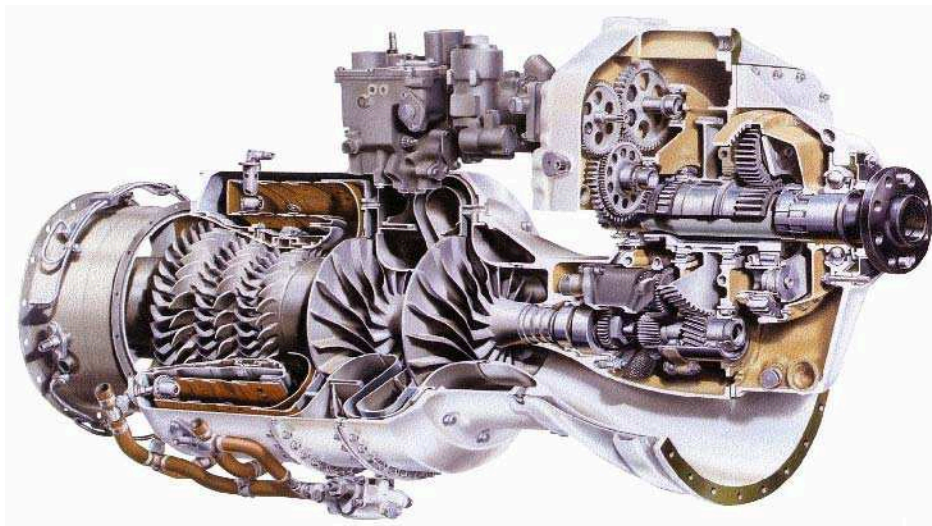
$$P_{MOT} = \frac{1}{2} \cdot \frac{m_{MTOW}}{4,822} = \frac{1}{2} \cdot \frac{4600}{4,822} \cong 477 \text{ kW}$$

Dostupná technická data některých motorů výkonově se blížících k vypočtené hodnotě spolu s motorem PT6A-21 jsou uvedena v tab. 19.

Typ motoru	Maximální výkon [kW]	Jmenovité otáčky [ot/min]	Suchá hmotnost [kg]	Délka motoru [mm]	Průměr motoru [mm]
Pratt & Whitney PT6A-21	410	2200	137	1575	483
Pratt & Whitney PT6A-27	507	2200	149	1575	483
Pratt & Whitney PT6A-64	522	2000	-	1778	483
Pratt & Whitney PT6A-114A	504	1900	-	1575	483
Honeywell TPE331-1	496	-	-	-	-
Honeywell TPE331-1U	496	-	-	-	-
Honeywell TPE331-1UA	496	-	-	-	-
Honeywell LTP101-700	522	-	147	949	592

**Tab. 19.** Přehled některých motorů vhodných pro pohon letounu

Kromě uvedených variant je také možné v případě potřeby použít ještě výkonnější motory a omezit jejich maximální výkon.



**Obr. 36.** Řez motorem Honeywell řady TPE331

### 3 HMOTNOSTNÍ ROZBOR

Protože jedním z požadavků na letoun s přetlakovou kabinou je maximální možné zachování původních konstrukčních dílů, podsestav a sestav, je třeba vyjít ze stejného, resp. velice podobného zatížení letounu. S ohledem na tuto skutečnost je třeba dodržet maximální vzletová hmotnost letounu (MTOW) shodnou s původní nepřetlakovou verzí.

Pro odhad standardní prázdné hmotnosti letounu EV-55 s přetlakovou kabinou lze vycházet z rozboru hmotností, platného pro tento letoun ve verzi bez přetlakové kabiny. S uvážením tohoto zjednodušení se pak tato úloha zredukuje na odhad nárůstu hmotnosti položek konstrukce, na jejichž hmotnost má přetlakování kabiny nějaký vliv, případně na odhad hmotností vybavení letounu, které se u obou zmiňovaných verzí liší. Tato odlišnosti jsou podrobněji popsány v kapitole 2.

Je nutno mít na vědomí, že se jedná pouze o odhady, které se mohou více či méně lišit od skutečnosti.

#### 3.1 STANOVENÍ PŘÍRŮSTKŮ HMOTNOSTÍ JEDNOTLIVÝCH ČÁSTÍ LETOUNU

Značné přírůstky hmotnosti lze předpokládat především u konstrukce draku letounu v oblasti trupu, která je přímo vystavena maximálnímu tlakovému rozdílu vzduchu vně a uvnitř letounu, a také konstrukce, jejíž zatížení je tímto rozdílem tlaků ovlivněno. Další nárůst hmotnosti bude způsoben změnami ve výstroji a vybavení letounu.

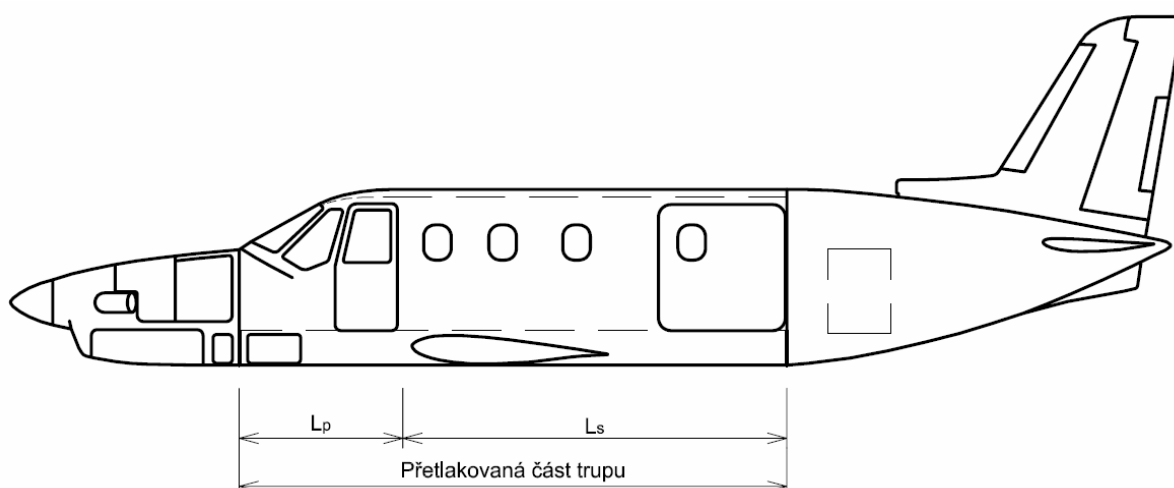
##### 3.1.1 PŘÍRŮSTEK HMOTNOSTI OD KONSTRUKCE DRAKU

Níže uvedené odhady hmotností jednotlivých konstrukčních prvků draku jsou založeny na principu porovnání s hmotnostmi ekvivalentních prvků letounu Ae270 Spirit, blíže popsaného v kapitole 1.3. Přestože by bylo možno nalézt mezi těmito letouny celou řadu odlišností (celkovou koncepcí počínaje a provozním kabinovým přetlakem konče), lze takto získané údaje považovat za mnohem přesnější než hodnoty získané použitím obecných vztahů z odborných literatur.

V následujícím výpočtu jsou zahrnuty dvě varianty uspořádání kabiny a zadního zavazadlového prostoru letounu EV-55, lišící se velikostí přetlakovaného prostoru v trupu.

##### Uspořádání přetlakového trupu letounu Ae270

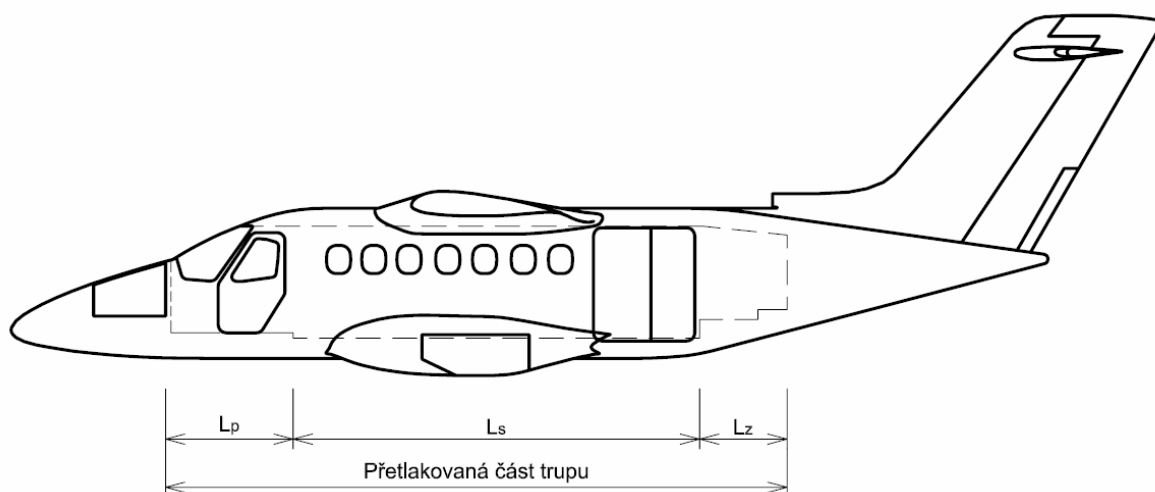
Před samotným výpočtem je vhodné uvést alespoň stručný popis uspořádání trupu letounu Ae270. Jeho kabina je konstrukčně řešena tak, že rovinné přední a zadní tlakové stěny jsou umístěny na koncích kabiny letounu. Zavazadlový prostor, přístupný z pravého boku letounu, je umístěn mimo vlastní kabinu v zadní partii trupu (viz obr. 37) a není přetlakován ani klimatizován. Jako „tlaková stěna“ je konstrukčně řešena také podlaha kabiny.



**Obr. 37,** Přetlakovaný prostor trupu letounu Ae270

#### Uspořádání přetlakového trupu letounu EV-55 varianta 1

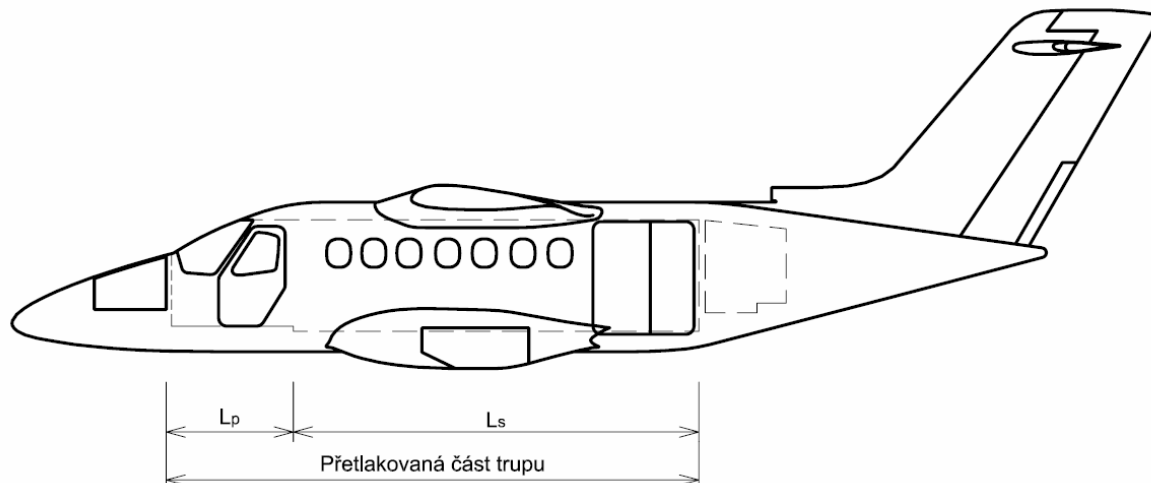
Varianta 1 počítá se zachováním stávajícího uspořádání, tj. zadní zavazadlový prostor je prostor umístěný za kabinou cestujících, je z ní snadno přístupný a není od ní nijak oddělen. Toto uspořádání nutně vede k přetlakování také tohoto zavazadlového prostoru (viz obr. 38).



**Obr. 38,** Přetlakovaný prostor trupu letounu EV-55 varianta 1

#### Uspořádání přetlakového trupu letounu EV-55 varianta 2

Naproti tomu varianta 2 spočívá v oddělení kabiny cestujících od zavazadlového prostoru zadní přetlakovou stěnou. Nepřetlakovaný zadní zavazadlový prostor by byl přístupný z boku letounu zvláštními dveřmi (podobně jako je tomu u letounu Ae270). Schematické znázornění této varianty je na obr. 39.



**Obr. 39.** Přetlakované prostory trupu letounu EV-55 varianta 2

Varianta 1 je oproti druhé variantě bezesporu jednodušší konstrukčně. Nevyžaduje totiž konstrukci přístupových dveří do zavazadlového prostoru. Avšak kvůli většímu objemu přetlakovaných prostor vede s velkou pravděpodobností k vyšší hmotnosti trupu. Tento rozdíl bude možné posoudit na základě výsledků výpočtů uvedených níže.

### Vztažné plochy jednotlivých částí draku

Pro porovnání je třeba znát vztažné plochy jednotlivých komponent u obou porovnávaných letounů. Ty jsou uvedeny v tab. 20. Většina z uvedených hodnot byla odměřena z mušek letounů, což jistě vedlo k určitým nepřesnostem. Vzhledem ke skutečnosti, že se jedná pouze o odhady hmotností, lze tyto nepřesnosti zanedbat.

Rozměr	Označení	Jednotka	EV-55	Ae270
šířka trupu v místě přední stěny kabiny	$b_P$	[m]	0.775	0.794
výška trupu v místě přední stěny kabiny	$h_P$	[m]	1.136	1.242
délka přední části trupu	$L_P$	[m]	1.575	1.720
obvod průřezu v místě přední stěny kabiny	$s_P$	[m]	4.448	4.723
plocha průřezu v místě přední stěny kabiny	$S_P$	[m <sup>2</sup> ]	1.508	1.716
šířka střední části trupu	$b_S$	[m]	1.750	1.700
výška střední části trupu	$h_S$	[m]	1.740	1.880
délka střední části trupu	$L_S$	[m]	5.020	4.004
obvod průřezu v místě střední části trupu	$s_S$	[m]	5.945	5.904
plocha průřezu střední části trupu	$S_S$	[m <sup>2</sup> ]	2.726	2.724
šířka trupu v místě zadní stěny kabiny	$b_Z$	[m]	1.326	-
výška trupu v místě zadní stěny kabiny	$h_Z$	[m]	1.317	-
délka zadní části trupu	$L_Z$	[m]	1.080	-
obvod průřezu v místě zadní stěny kabiny	$s_Z$	[m]	4.602	-
plocha průřezu v místě zadní stěny kabiny	$S_Z$	[m <sup>2</sup> ]	1.612	-
omočená plocha pilotních dveří (včech, vč. oken)	$S_{DVP}$	[m <sup>2</sup> ]	1.632	0.802
omočená plocha nákladových dveří (vč. oken)	$S_{DVN}$	[m <sup>2</sup> ]	1.743	1.707
omočená plocha nouzového východu (vč. okna)	$S_{NV}$	[m <sup>2</sup> ]	0.375	0.322
omočená plocha oken pilotů (všech kromě oken dveří)	$S_{OP}$	[m <sup>2</sup> ]	1.248	1.363
omočená plocha oken cest. (všech kromě oken dveří a n.v.)	$S_{OC}$	[m <sup>2</sup> ]	1.447	0.558

**Tab. 20.** Rozměry částí trupu vystavených přetlaku u letounů EV-55 a Ae270



Velice zjednodušeně lze pro omočenou plochu přetlakované části trupu EV-55 a Ae270 použít tento vztah:

$$S_{OP} = \frac{S_P + S_S}{2} \cdot L_P + S_S \cdot L_S + \frac{S_S + S_Z}{2} \cdot L_Z$$

Pro letoun Ae270, jehož přetlakovaná oblast nezasahuje do zadní části trupu (viz obr. 37), pak platí:

$$S_{OP(Ae270)} = \frac{4,723 + 5,904}{2} \cdot 7,720 + 5,904 \cdot 4,004 + 0 = 32,778 m^2$$

Pro EV-55 přetlakovanou dle varianty 1 je omočená plocha následující:

$$S_{OP(EV55-1)} = \frac{4,448 + 5,945}{2} \cdot 1,575 + 5,945 \cdot 5,020 + \frac{5,945 + 4,602}{2} \cdot 1,080 = 43,725 m^2$$

A pro EV-55 přetlakovanou dle varianty 2 je patřičná omočená plocha následující:

$$S_{OP(EV55-2)} = \frac{4,448 + 5,945}{2} \cdot 1,575 + 5,945 \cdot 5,020 + 0 = 38,029 m^2$$

Odečtem ploch prvků samostatně uvedených v tab. 20 od vypočtených omočených ploch se získají vztažné plochy pro výpočet hmotností veškerých zbylých částí konstrukce v přetlakované oblasti trupu (mimo tlakové stěny) dle vztahu:

$$S_{SKOŘ} = S_{OP} - (S_{DVP} + S_{DVN} + S_{NV} + S_{OP} + S_{OC})$$

Pro letoun Ae270 platí:

$$S_{SKOŘ(Ae270)} = 32,778 - (0,802 + 1,707 + 0,322 + 1,363 + 0,558) = 28,026 m^2$$

Pro EV-55 přetlakovanou dle varianty 1 platí:

$$S_{SKOŘ(EV55-1)} = 43,725 - (1,632 + 1,743 + 0,375 + 1,248 + 1,447) = 37,280 m^2$$

A pro EV-55 přetlakovanou dle varianty 2 platí:

$$S_{SKOŘ(EV55-2)} = 38,029 - (1,632 + 1,743 + 0,375 + 1,248 + 1,447) = 31,585 m^2$$

### Hmotnosti jednotlivých částí draku

Další potřebná data jsou hmotnosti jednotlivých částí v přetlakované oblasti trupu. Tyto hmotnosti jsou uvedeny v tab. 21. V případě EV-55 se jedná o data platná pro verzi bez přetlakové kabiny.

Hmotnostní položka	Označení	Jednotka	EV-55	Ae270
hmotnost přední stěny kabiny	m <sub>PKS</sub>	[kg]	5.3	9.2
hmotnost zadní stěny kabiny	m <sub>ZKS</sub>	[kg]	6.8	13.0
pilotní dveře (dohromady, vč. oken)	m <sub>DVP</sub>	[kg]	10.0	8.3
nákladové dveře (vč. oken)	m <sub>DVN</sub>	[kg]	12.9	24.8
nouzový východ (vč. okna)	m <sub>NV</sub>	[kg]	4.0	5.1
okna pilotů (bez oken dveří)	m <sub>OP</sub>	[kg]	12.8	14.6
okna cestujících (bez oken dveří a nouz. východu)	m <sub>OC</sub>	[kg]	5.6	5.2
kabinová oblast celkem (včetně položek uvedených výše)	m <sub>CELEK</sub>	[kg]	388,4	402.5

**Tab. 21.** Hmotnosti některých položek trupu letounů EV-55 a Ae270

Hmotnost prvků samostatně nezahrnutých v tab. 21 (jako jsou konstrukce poloskořepiny, podlaha, těsnící a spojovací materiály) lze vypočítat odečtením samostatně uvedených položek od celkové hmotnosti.

$$m_{SKOŘ} = m_{CELEK} - (m_{TS} + m_{DVP} + m_{DVN} + m_{NV} + m_{OP} + m_{OC})$$

Pro Ae270 platí:

$$m_{SKOŘ(Ae270)} = 402,5 - (9,2 + 13,0 + 8,3 + 24,8 + 5,1 + 14,6 + 5,2) = 322,3 \text{ kg}$$

Pro EV-55 nepřetlakované verze platí:

$$m_{SKOŘ(EV55)} = 402,5 - (5,3 + 6,8 + 10 + 12,9 + 4,0 + 13,8 + 5,6) = 330,0 \text{ kg}$$

### Odhady přírůstků hmotnosti jednotlivých částí draku

Na základě těchto údajů lze přistoupit k vlastnímu odhadu nárůstu hmotnosti přetlakového letounu v obou popsáných variantách. Pro odhad nárůstu hmotností jednotlivých položek přetlakové verze EV-55 platí obecně následující vztah, kde  $m_i$  je hmotnost položky a  $S$  je její vztažná plocha.

Pozn.: Index (EV55) značí hodnotu odpovídající letounu EV-55 nepřetlaková verze.

Index (EV55-1), resp. (EV55-2) odpovídá variantě 1, resp. 2.

Index (EV55-1,2) odpovídá hodnotě společné pro verze 1 i 2.

Index (Ae270) značí hodnotu připadající na letoun Ae270.

$$\Delta m_i = m_{i(Ae270)} \cdot \frac{S_{i(EV55-1,2)}}{S_{i(Ae270)}} - m_{i(EV55)}$$

Přírůstek hmotnosti obou pilotních dveří jako celku je tedy:

$$\Delta m_{DVP} = m_{DVP(Ae270)} \cdot \frac{S_{DVP(EV55)}}{S_{DVP(Ae270)}} - m_{DVP(EV55)} = 8,3 \cdot \frac{1,632}{0,802} - 10,0 = 6,9 \text{ kg}$$

Přírůstek hmotnosti nákladových dveří jako celku je:

$$\Delta m_{DVN} = m_{DVN(Ae270)} \cdot \frac{S_{DVN(EV55)}}{S_{DVN(Ae270)}} - m_{DVN(EV55)} = 24,8 \cdot \frac{1,743}{1,707} - 12,9 = 12,5 \text{ kg}$$

Nárůst hmotnosti nouzového východu jako celku je:

$$\Delta m_{NV} = m_{NV(Ae270)} \cdot \frac{S_{NV(EV55)}}{S_{NV(Ae270)}} - m_{NV(EV55)} = 5,1 \cdot \frac{0,375}{0,322} - 4,0 = 1,9 \text{ kg}$$

Nárůst hmotnosti obou čelních oken (okna pilotů bez oken pilotních dveří) je:

$$\Delta m_{OP} = m_{OP(Ae270)} \cdot \frac{S_{OP(EV55)}}{S_{OP(Ae270)}} - m_{OP(EV55)} = 14,6 \cdot \frac{1,248}{1,363} - 12,8 = 1,6 \text{ kg}$$

Nárůst celkové hmotnosti oken cestujících (bez oken nákladových dveří a nouzového východu):

$$\Delta m_{OC} = m_{OC(Ae270)} \cdot \frac{S_{OC(EV55)}}{S_{OC(Ae270)}} - m_{OC(EV55)} = 5,2 \cdot \frac{1,447}{0,558} - 5,6 = 6,7 \text{ kg}$$

Nárůst hmotnosti přední a zadní stěny kabiny letounu u varianty 1 a 2 je přibližně:

$$\Delta m_{PKS(1)} = m_{PKS(Ae270)} \cdot \frac{S_{P(EV55)}}{S_{P(Ae270)}} - m_{PKS(EV55)} = 9,22 \cdot \frac{1,508}{1,716} - 5,3 = 2,2 \text{ kg}$$

$$\Delta m_{ZKS(1)} = m_{ZKS(Ae270)} \cdot \frac{S_{Z(EV55)}}{S_{S(Ae270)}} - m_{ZKS(EV55)} = 13,0 \cdot \frac{1,612}{2,724} - 6,8 = 1,3 \text{ kg}$$

Stejně tak nárůst hmotnosti obou koncových stěn kabiny u varianty 2 je:

$$\Delta m_{PKS(2)} = m_{PKS(Ae270)} \cdot \frac{S_{P(EV55)}}{S_{P(Ae270)}} - m_{PKS(EV55)} = 9,2 \cdot \frac{1,508}{1,716} - 5,3 = 2,2 \text{ kg}$$

$$\Delta m_{ZKS(2)} = m_{ZKS(Ae270)} \cdot \frac{S_{S(EV55)}}{S_{S(Ae270)}} - m_{ZKS(EV55)} = 13,0 \cdot \frac{2,726}{2,724} - 6,8 = 6,8 \text{ kg}$$

Přírůstek hmotnosti zbývajících položek konstrukce v přetlakované oblasti (poloskořepina, podlaha) je pro variantu 1:

$$\Delta m_{SKOŘ(1)} = m_{SKOŘ(Ae270)} \cdot \frac{S_{SKOŘ(EV55-1)}}{S_{SKOŘ(Ae270)}} - m_{SKOŘ(EV55)} = 322,3 \cdot \frac{37,280}{28,026} - 331,0 = 97,7 \text{ kg}$$

A přírůstek hmotnosti zbývajících položek přetlakované části konstrukce pro variantu 2:

Pozn.: Na tento přírůstek má výrazný vliv menší délka přetlakované oblasti. Toto je nutné ve výpočtu zohlednit, a to odečtením hmotnosti nepřetlakované oblasti zadního zavazadlového prostoru  $m_{SKOŘ-Z(EV55)}$  o délce  $L_Z$  (viz obr.38) o hmotnosti (dle podkladů výrobce) 26,1 kg.

$$\Delta m_{SKOŘ(2)} = m_{SKOŘ(Ae270)} \cdot \frac{S_{SKOŘ(EV55-2)}}{S_{SKOŘ(Ae270)}} - (m_{SKOŘ(EV55)} - m_{SKOŘ-Z(EV55)})$$

$$\Delta m_{SKOŘ(2)} = 322,3 \cdot \frac{31,585}{28,026} - (331,0 - 26,1) = 58,3 \text{ kg}$$

### Odhad celkového přírůstku hmotnosti draku

Celkový přírůstek hmotnosti draku u varianty 1 je roven součtu všech patřičných jednotlivých přírůstků:

$$\Delta m_{DRAK(1)} = \Delta m_{SKOŘ(1)} + \Delta m_{PKS(1)} + \Delta m_{ZKS(1)} + \Delta m_{DVP} + \Delta m_{DVN} + \Delta m_{NV} + \Delta m_{OP} + \Delta m_{OC}$$

$$\Delta m_{DRAK(1)} = 97,7 + 2,2 + 1,3 + 6,9 + 12,5 + 1,9 + 1,6 + 6,7 = 130,8 \text{ kg}$$

Celkový přírůstek hmotnosti draku pro variantu 2 je také roven součtu patřičných dílčích přírůstků, přičemž navíc je možno uvážit také odhad přírůstku hmotnosti od rámu dveří do zavazadlového prostoru  $\Delta m_{DVZ} = 1,5 \text{ kg}$ . Výpočtový vztah je tedy následující:

$$\Delta m_{DRAK(2)} = \Delta m_{SKOŘ(2)} + \Delta m_{PKS(2)} + \Delta m_{ZKS(2)} + \Delta m_{DVP} + \Delta m_{DVN} + \Delta m_{NV} + \Delta m_{OP} + \Delta m_{OC} + \Delta m_{DVZ}$$

$$\Delta m_{DRAK(2)} = 58,3 + 2,2 + 6,8 + 6,9 + 12,5 + 1,9 + 1,6 + 6,7 + 1,5 = 98,5 \text{ kg}$$

Z výpočtu je zřejmé, že z hlediska hmotnosti je výhodnější varianta 2, tzn. umístění koncové tlakové stěny mezi prostory kabiny a zadní zavazadlový prostor. Přetlakovaná oblast trupu se tak minimalizuje pouze na prostor posádky a cestujících. Tato konstrukce vychází dle odhadu lehčí o 32,3 kg. V dalších návrzích už bude uvažována pouze varianta 2:

$$\Delta m_{DRAK} = \Delta m_{DRAK(2)} = 98,5 \text{ kg}$$

### 3.1.2 PŘÍRŮSTEK HMOTNOSTI OD INSTALACE KLIMATIZAČNÍ A VÝŠKOVÉ SOUSTAVY

Přírůstek hmotnosti od této soustavy lze odhadnout na základě rozboru hmotností jednotlivých komponent. Pro soustavu navrženou v kap. 2.2 jsou v tab. 22 uvedeny polohy těžiště a odhady hmotností všech částí.

Položka	Hmotnost m [kg]	Poloha $x_T$ [m]	Stat. moment $m \cdot x_T$ [kg.m]
uzavírací ventil R	0.70	5.80	4.060
uzavírací ventil L	0.70	5.80	4.060
jednosměrný ventil R	0.40	5.90	2.360
jednosměrný ventil L	0.40	5.90	2.360
regulační ventil	0.80	5.80	4.640
blok turbochladiče s výměníkem	32.50	10.60	344.5
odlučovač vody s nádrží	1.20	9.70	11.64
směšovač	1.20	9.70	11.64
zvlhčovač	0.50	9.70	4.850
jednosměrný ventil	0.50	9.50	4.750
klapka přerozdělení pilot-cestující	0.70	8.80	6.160
klapka přerozdělení okno-nohy	0.40	3.15	1.260
vypouštěcí ventil P	0.70	2.83	1.981
vypouštěcí ventil Z	0.70	9.41	6.587
přetlakový pojistný ventil P	0.50	2.83	1.415
přetlakový pojistný ventil Z	0.50	9.41	4.705
podtlakový pojistný ventil P	0.50	2.83	1.415
podtlakový pojistný ventil Z	0.50	9.41	4.705
snímač teploty A (za turbochladičem)	0.10	9.20	0.920
snímač teploty B (2x v kabině)	0.20	6.50	1.300
snímač tlaku	0.20	4.90	0.980
snímač vlhkosti	0.15	9.00	1.350
ovládání, indikace	1.20	4.10	4.920
řídící elektronika	0.60	4.60	2.760
sací a výfukový kanál turbochladiče	1.10	10.50	11.55
potrubí od motorů k turbochladiči	13.80	6.80	93.84
potrubí přívodu do kabiny dolní	6.80	6.90	46.92
potrubí přívodu do kabiny horní	2.30	7.50	17.25
potrubí odvádějící vzduch z kabiny	4.00	5.50	22.000
potrubí vedoucí vzduch přes a okolo PZP	0.80	2.30	1.840
potrubí vedoucí vzduch přes a okolo ZZP	0.50	10.20	5.100

**Tab. 22**, Hmotnosti a polohy těžiště prvků klimatizační soustavy

Celková hmotnost klimatizační a výškové soustavy je rovna součtu všech uvedených hmotností:

$$m_{KVS} = \sum m_i = 75,2 \text{ kg}$$

Protože klimatizační a výšková soustava zabezpečuje také vytápění letounu, je třeba odpočítat hmotnost systému vytápění nepřetlakované verze letounu EV-55. Hmotnost tohoto systému je 29,4 kg. Přírůstek hmotnosti je roven rozdílu těchto hodnot:

$$\Delta m_{KVS} = m_{KVS} - m_{VYT} = 75,2 - 29,4 = 45,8 \text{ kg}$$

### 3.1.3 PŘÍRŮSTEK HMOTNOSTI OD NOUZOVÉ KYSLÍKOVÉ SOUSTAVY

Stejným způsobem lze odhadnout také hmotnost nouzové kyslíkové soustavy.

Položka	Hmotnost m [kg]	Poloha x <sub>T</sub> [m]	Stat. moment m.x <sub>T</sub> [kg.m]
plnicí ventil	0.06	1.80	0.108
jednosměrný ventil s filtrem	0.08	1.80	0.144
kyslíková láhev s ventilem (prázdná)	5.85	1.80	10.53
kyslíková náplň	1.20	1.80	2.160
ovládání, indikace	0.60	4.10	2.460
rozvod po kabině	1.80	5.00	9.000
masky pilotů (2 ks)	0.36	4.30	1.548
masky cestujících (9 ks)	1.35	6.48	8.748

**Tab. 23,** Hmotnosti a polohy těžiště prvků kyslíkové soustavy

Přírůstek hmotnosti je roven celkové hmotnosti této soustavy:

$$\Delta m_{NKS} = m_{NKS} = \sum m_i = 11,3 \text{ kg}$$

## 3.2 STANOVENÍ CHARAKTERISTICKÝCH HMOTNOSTÍ LETOUNU

Hlavním cílem hmotového rozboru je stanovení charakteristických hmotností a hmotnostních omezení, jenž jsou nezbytné pro další etapy projektování letounu. Jednotlivé hmotnosti vstupují do konstrukčních návrhů, pevnostních výpočtů, letových výkonů atd. Jedno z možných členění hmotnostních položek a charakteristických hmotností je patrné z obr. 40.

Hmotnostní struktura letounu							
konstrukce draku	pohonná soustava	trvale zabudovaná výstroj a vybavení	speciální a měnitelná výstroj a vybavení	provozní hmoty	posádka	platící zatížení	palivo
Charakteristické hmotnosti letounu							
vzletová hmotnost							
hmotnost letounu bez paliva							
operační prázdná hmotnost						užitečné zatížení	
standardní prázdná hmotnost							

**Obr. 40,** Základní hmotnostní položky letounu

### Maximální vzletová hmotnost (MTOW)

Jak již bylo uvedeno v úvodu této kapitoly, je požadováno, aby maximální vzletová hmotnost letounu EV-55 vybaveného přetlakovou kabinou zůstala totožná se stávající nepřetlakovou verzí tohoto letounu. Proto:

$$m_{MTOW} = 4600 \text{ kg}$$

### Standardní prázdná hmotnost (SEW)

K výpočtu standardní prázdné hmotnosti stačí pouze přičíst odhadnuté přírůstky hmotností ke standardní prázdné hmotnosti nepřetlakové verze letounu EV-55, uvedené v kapitole 1.2 a tab. 1. Pro tento účel je uvažována pasažérská verze s minimální výbavou kabiny. Standardní prázdná hmotnost této nepřetlakové verze je  $m_{SEW(EV55)} = 2658 \text{ kg}$ .

Celkový přírůstek hmotnosti od jednotlivých částí letounu:

$$\Delta m_{CELK} = \Delta m_{DRAK} + \Delta m_{KVS} + \Delta m_{NKV} = 98,5 + 45,8 + 11,3 = 155,6 \text{ kg}$$

Standardní prázdná hmotnost letounu s přetlakovou kabinou je tedy:

$$m_{SEW} = m_{SEW(EV55)} + \Delta m_{CELK} = 2658 + 155,6 = 2819 \text{ kg}$$

### Minimální letová hmotnost (MFW)

Minimální letová hmotnost je dána předpisem. Je to hmotnost prázdného letounu s minimální posádkou a se zásobou paliva odpovídající 30-ti minutovému letu na maximální trvalý výkon motorů. Předpis (viz lit. [12]) uvažuje 77 kg na osobu, přičemž minimální posádka letounu EV-55 je jeden pilot. Uvedené zásobě paliva odpovídá podle podkladů k letounu EV-55 hmotnost 170 kg. Minimální letová hmotnost je tedy:

$$m_{MFW} = m_{SEW} + n_{POS.MIN} \cdot m_{POS.MIN} + m_{PAL.REZ30} = 2819 + 1 \cdot 77 + 170 = 3066 \text{ kg}$$

### Maximální hmotnost paliva

Maximální hmotnost využitelného množství paliva je díky totožné konstrukci křídla a palivových nádrží shodná s nepřetlakovanou verzí letounu EV-55, a sice:

$$m_{PAL.MAX} = 1656 \text{ kg}$$

### Maximální hmotnost platíciho zatížení

Maximální hmotnost platíciho zatížení je maximální hmotnost cestujících nebo nákladu, popř. obojího, přípustná pro provoz letounu. Jelikož má být navrhovaný letoun určený výhradně pro přepravu cestujících, lze maximální hmotnost platíciho zatížení odvodit z případu přepravy maximálního počtu cestujících a při maximálního množství zavazadel.

Lit. [6] uvádí průměrnou hmotnost cestujícího 79,5 kg (175 lb) a jeho zavazadel 13,5 kg (30 lb), a 84 kg (185 lb) na člena posádky plus 9 kg (20 lb) na jeho zavazadla. Při maximální hmotnosti zavazadel v zavazadlových prostorech je jejich hmotnost 335 kg. Aby byla v provozu určitá rezerva, bude uvažována průměrná hmotnost cestujícího 95 kg. Při maximálním počtu devíti cestujících pak platí:

$$m_{PLAT.MAX} = n_{CEST.MAX} \cdot m_{CEST} + m_{NÁKLMAX} = 9 \cdot 95 + 335 = 1190 \text{ kg}$$

### Maximální hmotnost užitečného zatížení

Jedná se o maximální součet hmotnosti paliva a platíciho zatížení:

$$m_{UŽIT.MAX} = m_{MTOW} - m_{SEW} - n_{POS.MIN} \cdot m_{POS.MIN} = 4600 - 2819 - 1 \cdot 77 = 1704 \text{ kg}$$

### Maximální hmotnost letounu bez paliva (MZFW)

Tuto hmotnost je možné spočítat součtem standardní prázdné hmotnosti, hmotnosti posádky a maximální hmotnosti platícího zatížení. S použitím předešlých předpokladů platí:

$$m_{MZFW} = m_{SEW} + n_{POS.MAX} \cdot m_{POS} + m_{PLAT.MAX} = 2819 + 2 \cdot 93 + 1190 = 4195 \text{ kg}$$

## 3.3 KONTROLA CENTRÁŽE

Dodržení centráže ve stanovených mezích je velice důležité. Podle podkladů společnosti Evektor je povolen rozsah centrází od 8 % do 35 % střední aerodynamické tětiny  $c_{SAT}$ . Jednotlivé prvky konstrukce letounu musejí být rozmístěny tak, aby umožňovaly dodržení uvedeného rozsahu při co možná největším množství kombinací rozmístění platícího zatížení.

### 3.3.1 POLOHA TĚŽIŠTĚ A CENTRÁŽ PRÁZDNÉHO LETOUNU

Centráž prázdného letounu je dána polohou těžiště pevných součástí a vybavení. Odpovídá poloze těžiště letounu při standardní prázdné hmotnosti.

Hmotnostní položka			Nepřetlakovaná verze			Přetlakovaná verze		
			m	x <sub>T</sub>	m.x <sub>T</sub>	m	x <sub>T</sub>	m.x <sub>T</sub>
			[kg]	[m]	[kg.m]	[kg]	[m]	[kg.m]
A	přední stěna kabiny	m <sub>PKS</sub>	5.3	2.825	15.0	7.5	2.825	21.3
B	zadní stěna kabiny	m <sub>ZKS</sub>	6.8	9.410	64.0	13.6	9.410	128.3
C	dveře pilotní, vč. okna v nich	m <sub>DVP</sub>	10.0	3.878	38.9	16.9	3.878	65.5
D	dveře nákladové, vč. oken	m <sub>DVN</sub>	12.9	8.780	112.9	25.3	8.780	222.3
E	nouzový východ, vč. okna	m <sub>NV</sub>	4.0	8.250	32.6	5.9	8.250	48.7
F	okna pilotů (kromě oken dveří)	m <sub>OP</sub>	12.8	3.350	42.9	14.4	3.350	48.1
G	okna cestujících (mimo dveří a n.v.)	m <sub>OC</sub>	5.6	6.290	35.5	12.4	6.290	77.8
H	poloskoř. a podlaha v úseku trupu 3-18	m <sub>SKOŘ</sub>	304.9	5.928	1807.5	363.3	5.928	2153.4
I	nouzová kyslíková soustava	m <sub>NKS</sub>	-	-	-	11.3	3.071	34.7
J	soustava klimatizace, vytápění	m <sub>KVS</sub>	29.4	5.940	174.6	75.2	8.434	633.8

**Tab. 24.** Hmotnosti a polohy těžiště konstrukčních skupin rozdílných u přetlakované a nepřetlakované verze letounu

Z hodnot v tab. 24 je možné stanovit hmotnost ostatních částí letounu, které budou v obou verzích shodné. Z dat platných pro nepřetlakovaný letoun:

$$m_{OST} = m_{SEW} - (m_{PKS} + m_{ZKS} + m_{DVP} + m_{DVN} + m_{NV} + m_{OP} + m_{OC} + m_{SKOŘ} + m_{NKS} + m_{KVS})$$

$$m_{OST} = 2658 - (5,3 + 6,8 + 10,0 + 12,9 + 4,0 + 12,8 + 5,6 + 304,9 + 0 + 29,4) = 2228 \text{ kg}$$

Při poloze těžiště prázdného nepřetlakovaného letounu  $x_T = 6,312 \text{ m}$  je poloha těžiště těchto částí:

$$x_{T \cdot OST} = \frac{(m_{SEW} \cdot x_T) - \sum m \cdot x_T}{m_{OST}} = \frac{(2658 \cdot 6,312) - 2544}{2228} = 6,389 \text{ m}$$

Z hodnot v tab. 24 platných pro přetlakovanou verzi je nyní možné vypočíst polohu těžiště prázdného letounu přetlakované varianty dle vztahu:

$$x_T = \frac{\Sigma m \cdot x_T + m_{OST} \cdot x_{T,OST}}{m_{SEW}} = \frac{(3654) - 2228 \cdot 6,389}{2817} = 6,361m$$

Centráž v procentech  $c_{SAT}$  je:

$$c_T = \frac{x_T - x_{cSAT}}{c_{SAT}} = \frac{6,361 - 5,9961}{1,5973} = 22,84\%$$

### 3.3.2 OBÁLKA HMOTNOSTÍ A CENTRÁŽÍ

Jedná se o závislost polohy těžiště (centráže) na hmotnosti letounu pro všechny přípustné kombinace rozmístění nákladu, resp. cestujících v letounu. V tab. 25 jsou uvedeny uvažované hmotnosti členů posádky a cestujících, maximální hmotnosti zavazadel nebo nákladu v zavazadlových prostorech a maximální hmotnost paliva společně s předpokládanou polohou těžiště těchto položek.

Položka			Hmotnost m [kg]	Poloha $x_T$ [m]
L	průměrný pilot	$m_{POS}$	84.0	4.000
M	průměrný cestující v 1. řadě	$m_{CEST1}$	79.5	5.125
N	průměrný cestující v 2. řadě	$m_{CEST2}$	79.5	5.965
O	průměrný cestující v 3. řadě	$m_{CEST3}$	79.5	6.805
P	průměrný cestující v 4. řadě	$m_{CEST4}$	79.5	7.645
Q	průměrný cestující v 5. řadě	$m_{CEST5}$	79.5	8.485
R	max. zavazadla v předním zav. prostoru (PZP)	$m_{ZAV.P}$	85.0	2.395
S	max. zavazadla v zadním zav. prostoru (ZZP)	$m_{ZAV.Z}$	250.0	9.915
T	max. palivo	$m_{PAL}$	1656.0	6.582

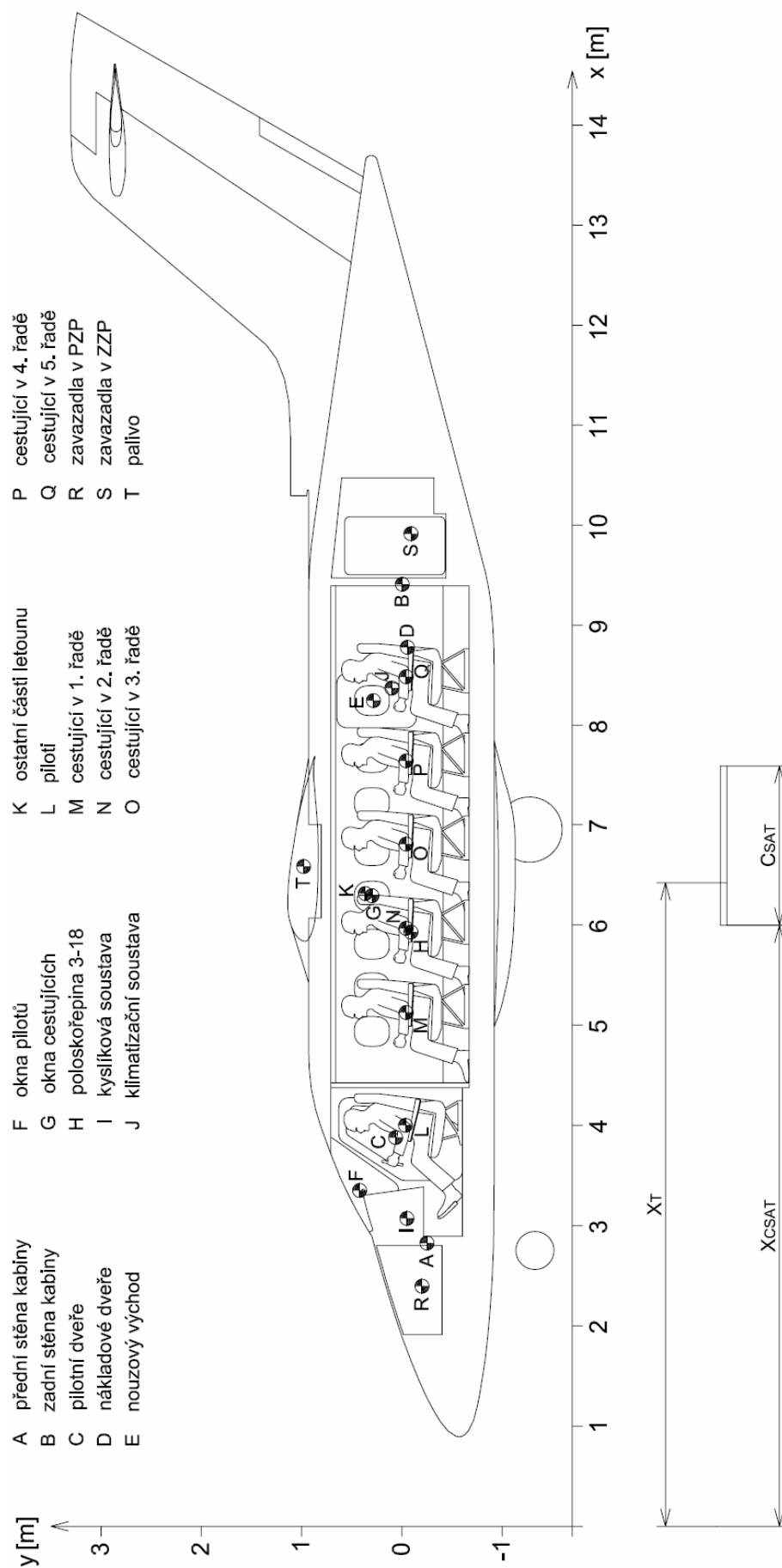
**Tab. 25,** Hmotnosti a poloha těžiště variabilních položek

Výpočet polohy těžiště  $x_T$  a centráže  $c_T$  s variabilními položkami se vypočte obdobně jako v případě prázdného letounu.

$$x_T = \frac{\Sigma m_i \cdot x_{Ti}}{\Sigma m_i}$$

Obr. 41 ilustruje polohy těžišť jednotlivých položek.





**Obr. 41, Rozložení hmot**

Následující tabulka udává ty kombinace variabilních položek, které tvoří krajní body letové obálky zatížení.

Položka		Konfigurace							
		1	2	3	4	5	6	7	1
počet pilotů	[-]	1	1	2	2	2	1	1	1
počet cestujících v 1. řadě	[-]	0	0	2	2	2	2	0	0
počet cestujících v 2. řadě	[-]	0	0	0	2	2	2	0	0
počet cestujících v 3. řadě	[-]	0	0	0	0	0	2	0	0
počet cestujících v 4. řadě	[-]	0	0	0	0	0	2	0	0
počet cestujících v 5. řadě	[-]	0	0	0	0	0	1	0	0
hmotnost zavazadel v PZP	[kg]	0	85	61	85	85	0	0	0
hmotnost zavazadel v ZZP	[kg]	0	0	0	0	0	207	225	0
hmotnost paliva	[kg]	170	170	170	417	1216	782	170	170
hmotnost letounu	[kg]	3066	3151	3370	3800	4599	4600	3291	3066
poloha těžiště	[m]	6.309	6.203	6.124	6.124	6.203	6.555	6.555	6.309
centráž	[%]	19.56	12.95	8.00	8.00	12.98	35.00	35.00	19.56

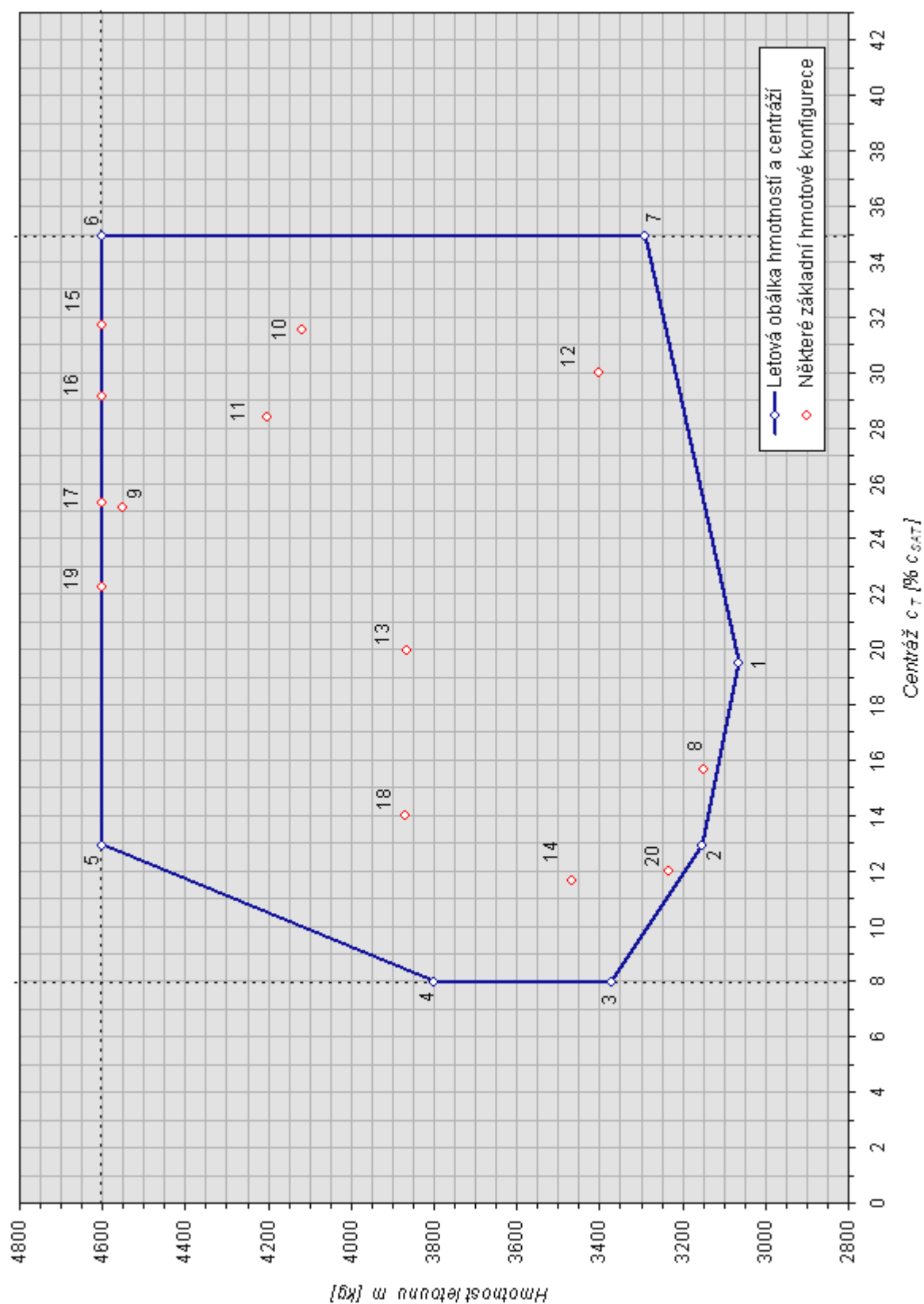
**Tab. 26,** Hmotové konfigurace v krajních bodech obálky hmotností a centrází

A některé další základní konfigurace jsou uvedeny v tab. 27.

Konfigurace												
8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
2	1	1	2	1	2	2	1	2	1	3	2	3
0	0	2	2	0	2	2	0	2	2	2	0	0
0	0	2	2	0	2	2	0	2	2	2	0	0
0	0	2	2	0	2	0	0	2	2	2	0	0
0	0	2	2	0	2	0	0	2	2	2	0	0
0	0	1	1	0	1	0	0	1	1	0	0	0
0	0	85	85	85	0	0	85	85	85	0	0	0
0	0	250	250	250	0	0	250	250	100	0	0	0
170	1656	170	170	170	170	170	1368	569	803	170	1619	170
3150	4552	4117	4201	3401	3866	3468	4599	4600	4600	3870	4599	3234
6.247	6.398	6.501	6.451	6.476	6.316	6.183	6.503	6.462	6.400	6.221	6.353	6.189
15.71	25.15	31.59	28.46	30.04	20.01	11.68	31.77	29.17	25.32	14.08	22.32	12.05

**Tab. 27,** Některé základní hmotové konfigurace

Z těchto dat je možné sestavit obálku hmotností a centrází uvedenou na obr. 42. Body 1, 2, 3 a 7 jsou stanoveny s uvážením 170 kg rezervy paliva, tedy rezervy na 30 minut letu na maximálním trvalém výkonu motorů.



Obr. 42, Obálka hmotností a centrží

## 4 DEFINICE ZATÍŽENÍ A PEVNOSTNÍ ANALÝZA

Jelikož těžištěm této práce je návrh konstrukce trupu letounu vybaveného přetlakovou kabinou, je tato kapitola zaměřena převážně na definici zatížení a pevnostní analýzu trupu.

### 4.1 ZATÍŽENÍ TRUPU

Zatížení trupu je dáno především aerodynamickými silami na ocasních plochách, setrvačnými silami od velkých hmot připevněných ke trupu (např. podvozky, sedačky s cestujícími, náklad apod.), a také silami od podvozků při přistání.

Tato zatížení je možno rozdělit do několika skupin:

- zatížení letová (síly na OP, násobky)
- zatížení pozemní (síly od podvozků, násobky)
- zatížení od přetlaku
- havarijní případy (velké násobky)

Letová zatížení představují především síly na ocasních plochách společně se setrvačnými silami hmot umístěných v nebo na trupu. Tato zatížení jsou dána tzv.obálkou zatížení.

Zatížení pozemní je představováno silami od podvozků při přistání, brzdění a manévrování.

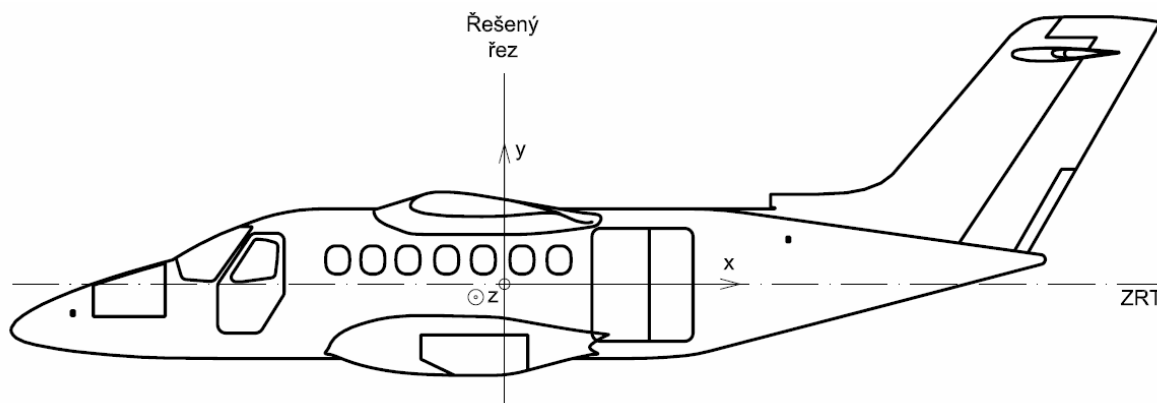
Zatížení od vnitřního přetlaku v kabině letounu je velice významnou složkou zatížení. Má velký vliv na konstrukci trupu letounu a jeho hmotnost. Velikost tohoto zatížení závisí na zvolené cestovní výšce, od které se odvíjí návrhová hodnota provozního přetlaku. U přetlakových trupů je nutné při návrhu přihlídnout k očekávanému profilu letu (s ohledem na přetlakové cykly) a na jeho základě zpracovat únavovou analýzu.

Ačkoliv je cílem každého konstruktéra navrhnout stroj maximálně bezpečný a spolehlivý, musí být vždy uvažováno s předpokládatelnými nouzovými situacemi. Pod tímto pojmem si lze představit například nouzové přistání letounu se zasunutým podvozkem, nebo přistání se strojem, nad nímž má pilot vlivem technické poruchy pouze omezenou kontrolu. Mimo technické problémy se však lze stále častěji setkat s nehodami zapříčiněnými vinou lidského faktoru. Leteckým nehodám a incidentům nelze zabránit, a proto jsou obzvláště na konstrukce kabin kladeny požadavky na jejich odolnost proti destrukci při nárazech. Tyto požadavky lze nalézt v příslušných předpisech. Bývá stanoven minimální násobek zatížení, jakému musí ta či ona konkrétní konstrukce odolat. Takové případy zatížení se označují jako havarijní.

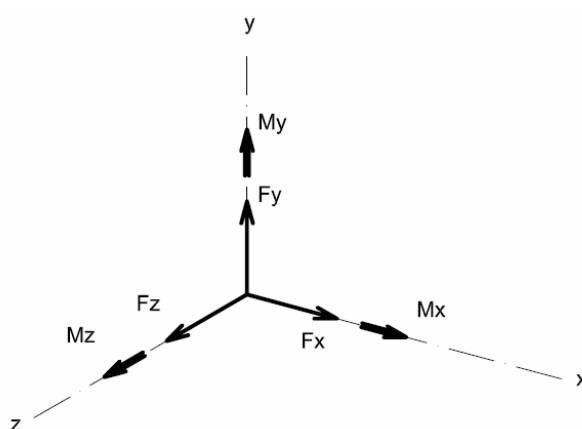
V této práci budou definovány dvě skupiny, a to zatížení letová a zatížení kabinovým přetlakem.

Obecně se trup v pevnostních výpočtech považuje za nosník uchycený v místech závěsů křídel. Je zatěžován ve všech třech osách silovými i momentovými složkami zatížení ( $T_x$ ,  $T_y$ ,  $T_z$ ,  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ ) a přetlakem ( $P$ ), působícím na okrajové stěny přetlakovaných prostor.

Pro zjednodušení bude řešen pouze jeden řez trupu, definovaný podle obr. 43. Jedná se o řez umístěný za přepážkou 24, na níž je uchycen hlavní podvozek a křídlo. Na obr. 44 je pak podrobněji rozkreslen souřadný systém.



Obr. 43, Poloha řešeného řezu



Obr. 44, Definice souřadného systému

#### 4.1.1 OBÁLKY ZATÍŽENÍ

Výsledky výpočtu obálky zatížení letounu jsou závislé na parametrech, které jsou dány určitým rozsahem hodnot. Těmito parametry jsou hmotnost letounu a výška letu. Výsledky jednoho výpočtu jsou tedy platné pouze pro jednu zvolenou kombinaci hodnot těchto parametrů. Pro zjednodušení je níže uveden pouze jeden „vzorový“ výpočet pro jednu definovanou kombinaci. Avšak počet řešených případů je celkem osm (viz příloha 4).

Výpočty jsou provedeny pro dvě hmotnosti (maximální vzletovou a minimální letovou hmotnost) a čtyři výšky letu (0 m, 3 100 m, 6 096 m a 7 620 m). Každá tato výška je něčím charakteristická. Výška 0 m představuje výšku při hladině moře, tedy výšku blízkou povrchu země. Výška 3 100 m je charakteristická tím, že od této výšky výše jsou omezeny návrhové rychlosti  $V_C$  a  $V_D$  Machovým číslem, tedy stlačitelností vzduchu. Ve výšce 6 096 m a výše se lineárně mění rychlosti poryvů při rychlostech  $V_C$  a  $V_D$ . Poslední a nejvyšší řešená výška představuje předpokládanou maximální cestovní výšku letu omezenou kabinovým tlakem (kabinovou výškou).

**Vstupní data a podmínky výpočtu**

Do výpočtů uvedených obálek zatížení vstupují následující konstanty:

- Tíhové zrychlení  $g = g_0 = 9,80665 \text{ m.s}^{-2}$
- Tlak v 0 m MSA  $p_0 = 101325 \text{ Pa}$
- Hustota vzduchu v 0 m MSA  $\rho_0 = 1,2256 \text{ kg.m}^{-3}$
- Teplota v 0 m MSA  $T_0 = 288,15 \text{ K}$
- Poměr změny teploty ku změně výšky  $L = -0,0065 \text{ K.m}^{-1}$
- Univerzální plynová konstanta  $R = 287,053 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$
- Polytropický exponent pro vzduch  $\kappa = 1,4$

Potřebné charakteristiky letounu:

- Plocha křídla  $S = 25,196 \text{ m}^2$
- Střední aerodynamická těživa  $c = 1,5649 \text{ m}$
- Sklon vztlakové čáry letounu  $a_L = 6,23 \text{ rad}^{-1}$
- Výška omezení  $V_C$  a  $V_D$  Machovým číslem  $H^* = 3100 \text{ m}$
- Hodnoty potřebné k určení součinitele  $c_{NA}$  (viz tab. X)

Poloha podvozku	Výchylka vztlakových klapek	Součinitel vztlaku	Součinitel odporu	Úhel mezi odporovou osou a ZRT
$\delta_P$	$\delta_{KL}$	$c_L$	$c_D$	$\alpha_{ZRT}$
zasunut	0 °	1,861	0,270	17,24 °
zasunut	0 °	-1,209	0,163	-19,27 °
zasunut	20 °	2,525	0,385	18,21 °
vysunut	38 °	2,721	0,483	16,84 °

**Tab. 28, Data pro výpočet součinitele  $c_{NA}$**

Letové podmínky, pro které platí níže uvedený výpočet:

- Hmotnost letounu  $m = m_{MTOW} = 4600 \text{ kg}$
- Výška letu MSA  $H = 0 \text{ m}$

**OBÁLKY ZATÍŽENÍ LETOUNU V ČISTÉ KONFIGURACI**

Celý výpočet je proveden dle požadavků předpisu CS-23 (lit. [12]) platných pro kategorii normal. V textu jsou uvedeny odkazy na odpovídající paragrafy tohoto předpisu.

**Provozní obrátové násobky**

Podle § 23.337 platí pro maximální vzletovou hmotnost 4 600 kg tento kladný provozní násobek obrátů:

$$n_+ = 2,1 + \frac{24000}{W + 100000} = 2,1 \cdot \frac{24000}{(4600 / 0,4536) + 10000} = 3,292$$

Taktéž záporný provozní násobek obrátů:

$$n_- = -0,4 \cdot n_+ = -0,4 \cdot 3,292 = -1,317$$

### Návrhová cestovní rychlost $V_C$

Podle § 23.335 nesmí být rychlost  $V_C$  menší než:

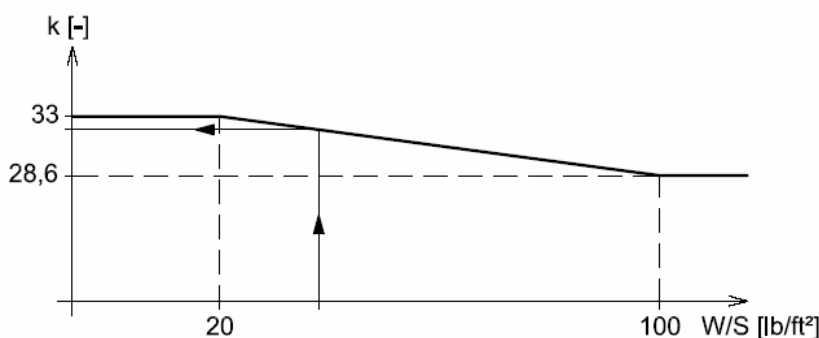
$$V_{C'(EAS)} = k \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}$$

Kde  $W/S$  je plošné zatížení křídla při maximální vzletové hmotnosti:

$$\frac{W}{S} = \frac{(4600 / 0,4536)}{(25,196 / 0,3048^2)} = 37,392 \text{ lb.ft}^2$$

A  $k$  je koeficient, který smí být, pro plošné zatížení křídla  $W/S > 20$ , snížen lineárně s  $W/S$  z hodnoty 33 na hodnotu 28,6 pro  $W/S = 100$ . Pro řešený letoun tedy platí:

$$k = \frac{28,6 - 33}{100 - 20} \cdot \left( \frac{W}{S} - 20 \right) + 33 = \frac{28,6 - 33}{100 - 20} \cdot (37,392 - 20) + 33 = 31,907$$



**Obr. 45.** Závislost součinitele  $k$  na plošném zatížení křídla

Potom návrhová cestovní rychlost letu  $V_C$  nesmí být menší než:

$$V_{C'(EAS)} = k \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 31,907 \cdot \sqrt{37,392} = 195,11 \text{ knot} = 100,37 \text{ m.s}^{-1} = 361,34 \text{ km.h}^{-1}$$

Dle uvedené literatury také platí, že  $V_C$  nemusí být větší než  $0,9 \cdot V_H$  v nulové výšce od hladiny moře.

Na základě podkladů o letounu EV-55 poskytnutých společností Evektor s.r.o., volím rychlost  $V_C$  následovně:

$$V_C''(EAS) = 105,56 \text{ m.s}^{-1} = 380,00 \text{ km.h}^{-1}$$

Podle § 23.335 smí být návrhová rychlost  $V_C$  omezena vlivem stlačitelnosti vzduchu. Na základě podkladů o letounu EV-55 volím toto omezení takovou hodnotou Machova čísla, která odpovídá uvedené  $V_C''$  ve výšce  $H^*$ . Tato hodnota se vypočte dle vztahu:

$$M_{C(MAX)} = \frac{V_C''(TAS)(H^*)}{a(H^*)}$$

Kde hustota vzduchu ve výšce  $H^*$  je následující:

$$\rho_{(H^*)} = \rho_0 \cdot \left(1 + \frac{L}{T_0} \cdot H^*\right)^{\left(\frac{g_0}{L \cdot R} + 1\right)} = 1,2256 \cdot \left(1 + \frac{-0,0065}{288,15} \cdot 3100\right)^{\left(\frac{9,80665}{-0,0065 \cdot 287,053} + 1\right)} = 0,9002 \text{ kg.m}^3$$

Pravá vzdušná rychlost je:

$$V_C''_{(TAS)(H^*)} = \frac{V_C''_{(EAS)}}{\sqrt{\rho_{(H^*)} / \rho_0}} = \frac{105,56}{\sqrt{0,9002/1,2256}} = 123,16 \text{ m.s}^{-1} = 443,38 \text{ km.h}^{-1}$$

Teplota vzduchu ve výšce  $H^*$ :

$$T_{(H^*)} = T_0 + L \cdot (H^* - H_0) = 288,15 + (-0,0065) \cdot (3100 - 0) = 268,00 \text{ K}$$

A rychlost zvuku v této výšce:

$$a_{(H^*)} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_{(H^*)}} = \sqrt{1,4 \cdot 287,053 \cdot 268,0} = 328,18 \text{ m.s}^{-1}$$

Pak hodnota Machova čísla odpovídající rychlosti  $V_C''$  ve výšce  $H^*$  je tato:

$$M_{C(MAX)} = \frac{V_C''_{(TAS)(H^*)}}{a_{(H^*)}} = \frac{123,16}{328,18} = 0,3753$$

Machovo číslo odpovídající zvolené rychlosti  $V_C$  v uvažované výšce letu se vypočte dle vztahu:

$$M_C'' = \frac{V_C''_{(TAS)}}{a}$$

Kde hustota vzduchu v dané výšce letu je:

$$\rho = \rho_0 \cdot \left(1 + \frac{L}{T_0} \cdot H\right)^{\left(\frac{g_0}{L \cdot R} + 1\right)} = 1,2256 \cdot \left(1 + \frac{-0,0065}{288,15} \cdot 0\right)^{\left(\frac{9,80665}{-0,0065 \cdot 287,053} + 1\right)} = 1,2256 \text{ kg.m}^3$$

Pravá vzdušná rychlost letu pro uvedené podmínky je:

$$V_C''_{(TAS)} = \frac{V_C''}{\sqrt{\rho / \rho_0}} = \frac{105,56}{\sqrt{1,2256/1,2256}} = 105,56 \text{ m.s}^{-1} = 380,00 \text{ km.h}^{-1}$$

Teplota vzduchu je:

$$T = T_0 + L \cdot (H - H_0) = 288,15 + (-0,0065) \cdot (0 - 0) = 288,15 \text{ K}$$

A rychlost zvuku v dané nadmořské výšce je:

$$a = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T} = \sqrt{1,4 \cdot 287,053 \cdot 288,15} = 340,29 \text{ m.s}^{-1}$$

Hledané Machovo číslo je tedy následující:

$$M_C'' = \frac{V_C''_{(TAS)}}{a} = \frac{105,56}{340,29} = 0,3102$$

Návrhová cestovní rychlost letu je na základě těchto podmínek definována menším z Machovových čísel  $M_C''$  a  $M_{C(MAX)}$ . Při zadaných letových podmínkách tedy platí:

$$M_C = 0,3102$$



Tomu odpovídá pravá vzdušná rychlost:

$$V_{C(TAS)} = M_C \cdot a = 0,3753 \cdot 340,29 = 105,56 \text{ m.s}^{-1} = 380,00 \text{ km.h}^{-1}$$

Po přepočtu získáme tuto ekvivalentní návrhovou cestovní rychlost:

$$V_{C(EAS)} = V_{C(TAS)} \cdot \sqrt{\rho / \rho_0} = 105,56 \cdot \sqrt{1,2256 / 1,2256} = 105,56 \text{ m.s}^{-1} = 380,00 \text{ km.h}^{-1}$$

### Návrhová rychlost strmého sestupného letu $V_D$

Výpočet je obdobný jako výpočet rychlosti  $V_C$ . Podle § 23.335 nesmí být rychlost  $V_D$  menší než:

$$V_{D'(EAS)} = 1,25 \cdot V_{C'(EAS)} = 1,25 \cdot 105,56 = 125,47 \text{ m.s}^{-1} = 451,67 \text{ km.h}^{-1}$$

Na základě podkladů k EV-55 volím rychlost  $V_D$ :

$$V_{D''(EAS)} = 125,56 \text{ m.s}^{-1} = 452,00 \text{ km.h}^{-1}$$

Podle uvedené literatury smí být i návrhová rychlost  $V_D$  omezena vlivem stlačitelnosti vzduchu. Podmínky jsou stejné jako v případě rychlosti  $V_C$ . Machovo číslo odpovídající  $V_D$  ve výšce  $H^*$  je::

$$M_{D(MAX)} = \frac{V_{D''(TAS)(H^*)}}{a_{(H^*)}}$$

Kde volená pravá vzdušná rychlost  $V_{D''}$  je následující:

$$V_{D''(TAS)(H^*)} = \frac{V_{D''(EAS)}}{\sqrt{\rho_{(H^*)} / \rho_0}} = \frac{125,56}{\sqrt{0,9002 / 1,2256}} = 146,50 \text{ m.s}^{-1} = 527,39 \text{ km.h}^{-1}$$

Machovo číslo pro tuto rychlost ve výšce  $H^*$  je:

$$M_{D(MAX)} = \frac{V_{D''(TAS)(H^*)}}{a_{(H^*)}} = \frac{146,50}{328,18} = 0,4464$$

Taktéž pro uvažované podmínky letu:

$$M_{D''} = \frac{V_{D''(TAS)}}{a}$$

Kde potřebné hodnoty jsou:

$$V_{D''(TAS)} = \frac{V_{D''(EAS)}}{\sqrt{\rho / \rho_0}} = \frac{125,56}{\sqrt{1,2256 / 1,2256}} = 125,56 \text{ m.s}^{-1} = 452,00 \text{ km.h}^{-1}$$

$$M_{D''} = \frac{V_{D''(TAS)}}{a} = \frac{125,56}{340,29} = 0,3690$$

Návrhová rychlost strmého sestupného letu  $V_D$  je pak definována menším z Machových čísel  $M_{D''}$  a  $M_{D(MAX)}$ . V tomto případě:

$$M_D = 0,3690$$

Pravá vzdušná rychlost  $V_D$  je tedy tato:

$$V_{D(TAS)} = M_D \cdot a = 0,3690 \cdot 340,29 = 125,56 \text{ m.s}^{-1} = 452,00 \text{ km.h}^{-1}$$

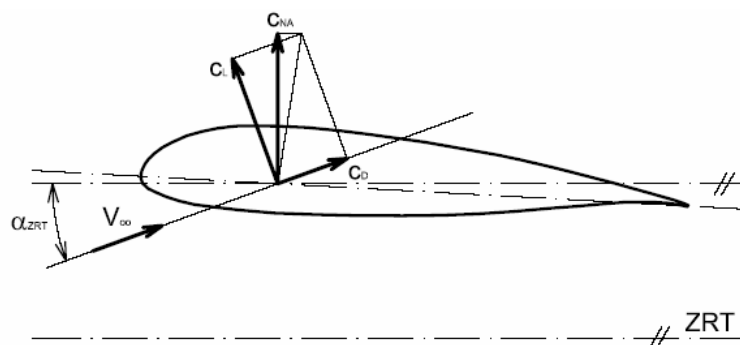
A Ekvivalentní rychlost  $V_D$  pro dané podmínky:

$$V_{D(EAS)} = V_{D(TAS)} \cdot \sqrt{\rho / \rho_0} = 125,56 \cdot \sqrt{1,2256 / 1,2256} = 125,56 \text{ m.s}^{-1} = 452,00 \text{ km.h}^{-1}$$

### Pádová rychlost v čisté konfiguraci $V_S$

Podle § 23.335 je  $V_S$  pádová rychlost se zasunutými vztlačovými klapkami při uvažované hmotnosti stanovena pro maximální součinitel normální síly letounu  $c_{NA}$ . Tento součinitel se vypočte dle vztahu (viz obr. 46):

$$c_{NA \max} = c_L \cdot \cos(\alpha_{ZRT}) + c_D \cdot \sin(\alpha_{ZRT}) = 1,861 \cdot \cos(17,24^\circ) + 0,270 \cdot \sin(17,24^\circ) = 1,857$$



Obr. 46, Princip výpočtu součinitele  $c_{NA}$

Pádová rychlost  $V_S$  je pak:

$$V_{S(TAS)} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g_0}{\rho \cdot c_{NA \max} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{0,5492 \cdot 1,857 \cdot 25,196}} = 39,66 \text{ m.s}^{-1} = 142,78 \text{ km.h}^{-1}$$

Ekvivalentní pádová rychlost je:

$$V_{S(EAS)} = V_{S(TAS)} \cdot \sqrt{\rho / \rho_0} = 39,66 \cdot \sqrt{1,2256 / 1,2256} = 39,66 \text{ m.s}^{-1} = 142,78 \text{ km.h}^{-1}$$

### Návrhová obrátová rychlost $V_A$

Tato rychlost se podle § 23.335 vypočte tímto způsobem:

$$V_{A(EAS)} = V_{S(EAS)} \cdot \sqrt{n_+} = 39,66 \cdot \sqrt{3,292} = 71,96 \text{ m.s}^{-1} = 259,04 \text{ km.h}^{-1}$$

$V_A$  nemusí být větší než návrhová rychlost  $V_C$ .

### Pádová rychlost letu na zádech $V_{SG}$

Výpočet je obdobou výpočtu pádové rychlosti v čisté konfiguraci. Minimální součinitel normální síly letounu  $c_{NA}$  při letu na zádech je:

$$c_{NA \min} = c_L \cdot \cos(\alpha_{ZRT}) + c_D \cdot \sin(\alpha_{ZRT}) = -1,209 \cdot \cos(-19,27^\circ) + 0,163 \cdot \sin(-19,27^\circ) = -1,195$$

Pádová rychlost na zádech  $V_{SG}$  je:

$$V_{SG(TAS)} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot |c_{NA \min}| \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,7833}{0,5492 \cdot 1,195 \cdot 25,196}} = 49,44 \text{ m.s}^{-1} = 178,00 \text{ km.h}^{-1}$$

Ekvivalentní pádová rychlost na zádech pak:

$$V_{SG(EAS)} = V_{SG(TAS)} \cdot \sqrt{\rho / \rho_0} = 49,44 \cdot \sqrt{1,2256 / 1,2256} = 49,44 \text{ m.s}^{-1} = 178,00 \text{ km.h}^{-1}$$

### Návrhová obrátová rychlost letu na zádech $V_G$

Obdobně jako návrhová obrátová rychlost  $V_A$  se vypočte dle vztahu:

$$V_{G(EAS)} = V_{SG(EAS)} \cdot \sqrt{|n_-|} = 49,44 \cdot \sqrt{|-1,317|} = 56,74 \text{ m.s}^{-1} = 204,25 \text{ km.h}^{-1}$$

### Násobky od poryvu při rychlosti $V_C$

Pokud není k dispozici racionálnější výpočet, musí být podle § 23.341 násobky při poryvu vypočteny následovně:

$$n_{(pV_C)} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_C)} \cdot V_{C(EAS)} \cdot a_L \cdot S}{2 \cdot m \cdot g}$$

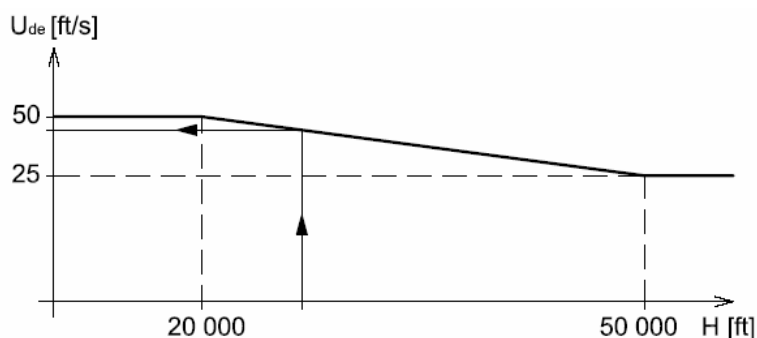
Kde letadlový hmotový poměr  $\mu_g$  je:

$$\mu_g = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot c \cdot a_L \cdot S} = \frac{2 \cdot 4600}{1,2256 \cdot 1,5649 \cdot 6,23 \cdot 25,196} = 30,559$$

Poryvový zmírňující součinitel  $k_g$  je:

$$k_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 30,559}{5,3 + 30,559} = 0,750$$

Odvozená rychlost poryvu  $U_{de}$  při rychlosti  $V_C$  je definována v § 23.333 uvedené literatury. Ve výškách letu do 6 096 m je tato rychlost poryvu 15,24 m.s<sup>-1</sup>. Z uvedené výšky a rychlosti smí být rychlost poryvu lineárně snižována na 7,62 m.s<sup>-1</sup> ve výšce 15 240 m.



**Obr. 47.** Závislost odvozené rychlosti poryvu na tlakové výšce

Tuto lineární změnu je možno vyjádřit vztahem:

$$U_{de(V_C)} = \frac{7,62 - 15,24}{15240 - 6096} \cdot (H - 6096) + 15,24$$

Pro v tomto výpočtu uvažované podmínky platí:

$$U_{de(V_C)} = 15,24 \text{ m.s}^{-1}$$

Násobek od kladného poryvu při návrhové cestovní rychlosti  $V_C$  je tedy následující:

$$n_{+(pV_C)} = 1 + \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_C)} \cdot V_{C(EAS)} \cdot a_L}{\left( \frac{2 \cdot m \cdot g}{S} \right)} = 1 + \frac{0,750 \cdot 1,2256 \cdot 15,24 \cdot 105,56 \cdot 6,23}{\left( \frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{25,196} \right)} = 3,572$$

Násobek od záporného poryvu při návrhové cestovní rychlosti  $V_C$  je:

$$n_{-(pV_C)} = 1 - \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_C)} \cdot V_{C(EAS)} \cdot a_L}{\left( \frac{2 \cdot m \cdot g}{S} \right)} = 1 - \frac{0,750 \cdot 1,2256 \cdot 15,24 \cdot 105,56 \cdot 6,23}{\left( \frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{25,196} \right)} = -1,572$$

### Násobky od poryvu při rychlosti $V_D$

Obdobně jako u předešlého výpočtu se vypočtou ze vztahu:

$$n_{(pV_D)} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_D)} \cdot V_{D(EAS)} \cdot a_L \cdot S}{2 \cdot m \cdot g}$$

Odvozená rychlost poryvu  $U_{de}$  při rychlosti  $V_D$  je dle § 23.333 uvedené literatury ve výškách letu do 6 096 m  $7,62 \text{ m.s}^{-1}$ . Z uvedené výšky a rychlosti smí být rychlost poryvu lineárně snižována na  $3,81 \text{ m.s}^{-1}$  ve výšce 15 240 m. Tuto lineární změnu je možno vyjádřit následujícím vztahem:

$$U_{de(V_D)} = \frac{3,81 - 7,62}{15240 - 6096} \cdot (H - 6096) + 7,62$$

Pro v tomto případě platí:

$$U_{de(V_D)} = 7,62 \text{ m.s}^{-1}$$

Násobek od kladného poryvu při návrhové rychlosti  $V_D$  je tedy:

$$n_{+(pV_D)} = 1 + \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_D)} \cdot V_{D(EAS)} \cdot a_L}{\left( \frac{2 \cdot m \cdot g}{S} \right)} = 1 + \frac{0,750 \cdot 1,2256 \cdot 7,62 \cdot 125,56 \cdot 6,23}{\left( \frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{25,196} \right)} = 2,530$$

Násobek od záporného poryvu při návrhové cestovní rychlosti  $V_D$  je:

$$n_{-(pV_D)} = 1 - \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_D)} \cdot V_{D(EAS)} \cdot a_L}{\left( \frac{2 \cdot m \cdot g}{S} \right)} = 1 - \frac{0,750 \cdot 1,2256 \cdot 7,62 \cdot 125,56 \cdot 6,23}{\left( \frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{25,196} \right)} = -0,530$$

## OBÁLKY ZATÍŽENÍ LETOUNU S VYCHÝLENÝMI KLAPKAMI

Letounu EV-55 je vybaven třípolohovými klapkami. V cestovní konfiguraci je výchylka klapky nulová, při vzletu a přiblížování je výchylka  $20^\circ$ , a výchylka pro přistání je  $38^\circ$ .

### Obrátové násobky s vychýlenými klapkami

Podle § 23.245 je kladný obrátový násobek při letu s klapkami:

$$n_{KL+} = 2,0$$

A záporný obrátový násobek při letu s klapkami:

$$n_{KL-} = 0,0$$

### Pádové rychlosti s vychýlenými klapkami $V_{SF}$

Výpočet je obdobou výpočtu pádové rychlosti v čisté konfiguraci. Maximální součinitele normální síly letounu  $c_{NA}$  při letu s klapkami vychýlenými na  $20^\circ$  a  $38^\circ$ :

$$c_{NAmax20} = c_L \cdot \cos(\alpha_{ZRT}) + c_D \cdot \sin(\alpha_{ZRT}) = 2,525 \cdot \cos(18,21^\circ) + 0,385 \cdot \sin(18,21^\circ) = 2,519$$

$$c_{NAmax38} = c_L \cdot \cos(\alpha_{ZRT}) + c_D \cdot \sin(\alpha_{ZRT}) = 2,721 \cdot \cos(16,84^\circ) + 0,483 \cdot \sin(16,84^\circ) = 2,744$$

Skutečná vzdušné pádové rychlosti při výchylkách klapky  $20^\circ$  a  $38^\circ$  jsou:

$$V_{SF20(TAS)} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g_0}{\rho \cdot c_{NAmax20} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{1,2256 \cdot 2,519 \cdot 25,196}} = 34,06 \text{ m.s}^{-1} = 122,61 \text{ km.h}^{-1}$$

$$V_{SF38(TAS)} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g_0}{\rho \cdot c_{NAmax38} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{1,2265 \cdot 2,744 \cdot 25,196}} = 32,63 \text{ m.s}^{-1} = 117,46 \text{ km.h}^{-1}$$

A ekvivalentní pádové rychlosti s klapkami vychýlenými na  $20^\circ$ , resp.  $38^\circ$  při daných podmínkách letu jsou následující:

$$V_{SF20(EAS)} = V_{SF20(TAS)} \cdot \sqrt{\rho / \rho_0} = 34,06 \cdot \sqrt{1,2256 / 1,2256} = 34,06 \text{ m.s}^{-1} = 122,61 \text{ km.h}^{-1}$$

$$V_{SF38(EAS)} = V_{SF38(TAS)} \cdot \sqrt{\rho / \rho_0} = 32,63 \cdot \sqrt{1,2256 / 1,2256} = 32,63 \text{ m.s}^{-1} = 117,46 \text{ km.h}^{-1}$$

### Návrhové obrátové rychlosti s vychýlenými klapkami $V_{AF}$

Tyto rychlosti se podle § 23.345 vypočtou následujícím způsobem

$$V_{AF20(EAS)} = V_{SF20(EAS)} \cdot \sqrt{n_{KL+}} = 34,06 \cdot \sqrt{2,0} = 48,16 \text{ m.s}^{-1} = 173,39 \text{ km.h}^{-1}$$

$$V_{AF38(EAS)} = V_{SF38(EAS)} \cdot \sqrt{n_{KL+}} = 32,636 \cdot \sqrt{2,0} = 46,14 \text{ m.s}^{-1} = 166,12 \text{ km.h}^{-1}$$

### Návrhové maximální rychlosti s vychýlenými klapkami $V_F$

Podle § 23.345 musí tyto rychlosti splňovat všechny tyto požadavky:

$$a) \quad V_{F20(EAS)}, V_{F38(EAS)} \geq 1,4 \cdot V_{S(EAS)} = 1,4 \cdot 39,66 = 55,52 m.s^{-1} = 199,89 km.h^{-1}$$

$$b) \quad V_{F20(EAS)} \geq 1,8 \cdot V_{SF20(TAS)} = 1,8 \cdot 34,06 = 61,31 m.s^{-1} = 220,71 km.h^{-1}$$

$$c) \quad V_{F38(EAS)} \geq 1,8 \cdot V_{SF38(EAS)} = 1,8 \cdot 32,63 = 58,73 m.s^{-1} = 211,44 km.h^{-1}$$

Na základě podkladů k letounu EV-55 volím tyto rychlosti následovně:

$$V_{F20(EAS)} = 160 knot = 82,31 m.s^{-1} = 296,32 km.h^{-1}$$

$$V_{F38(EAS)} = 140 knot = 72,02 m.s^{-1} = 259,28 km.h^{-1}$$

### Násobky od poryvu při rychlosti $V_F$ s vychýlenými klapkami

Pro výpočet zmíněných násobků slouží tento vztah:

$$n_{KL(pV_F)} = 1 \pm \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_F)} \cdot V_{F(EAS)} \cdot a_L \cdot S}{2 \cdot m \cdot g}$$

Kde odvozená rychlost poryvu při  $V_{F20}$  a  $V_{F38}$  je definovaná v § 23.245:

$$U_{de(V_{F20})} = U_{de(V_{F38})} = 7,62 m.s^{-1}$$

Násobky od kladného poryvu (směrem nahoru) pro výchylky klapek 20° a 38° jsou:

$$n_{KL20+(pV_F)} = 1 + \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_{F20})} \cdot V_{F20(EAS)} \cdot a_L}{\left( \frac{2 \cdot m \cdot g}{S} \right)} = 1 + \frac{0,750 \cdot 1,2256 \cdot 7,62 \cdot 82,31 \cdot 6,23}{\left( \frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{25,196} \right)} = 2,003$$

$$n_{KL38+(pV_F)} = 1 + \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_{F38})} \cdot V_{F38(EAS)} \cdot a_L}{\left( \frac{2 \cdot m \cdot g}{S} \right)} = 1 + \frac{0,750 \cdot 1,2256 \cdot 7,62 \cdot 72,02 \cdot 6,23}{\left( \frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{25,196} \right)} = 1,878$$

Násobky od záporného poryvu (směrem dolů) pro výchylky klapek 20° a 38° jsou:

$$n_{KL20-(pV_F)} = 1 - \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_{F20})} \cdot V_{F20(EAS)} \cdot a_L}{\left( \frac{2 \cdot m \cdot g}{S} \right)} = 1 - \frac{0,750 \cdot 1,2256 \cdot 7,62 \cdot 82,31 \cdot 6,23}{\left( \frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{25,196} \right)} = -0,003$$

$$n_{KL38-(pV_F)} = 1 - \frac{k_g \cdot \rho_0 \cdot U_{de(V_{F38})} \cdot V_{F38(EAS)} \cdot a_L}{\left( \frac{2 \cdot m \cdot g}{S} \right)} = 1 - \frac{0,750 \cdot 1,2256 \cdot 7,62 \cdot 72,02 \cdot 6,23}{\left( \frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{25,196} \right)} = 0,122$$

## PŘEHLED VÝSLEDKŮ

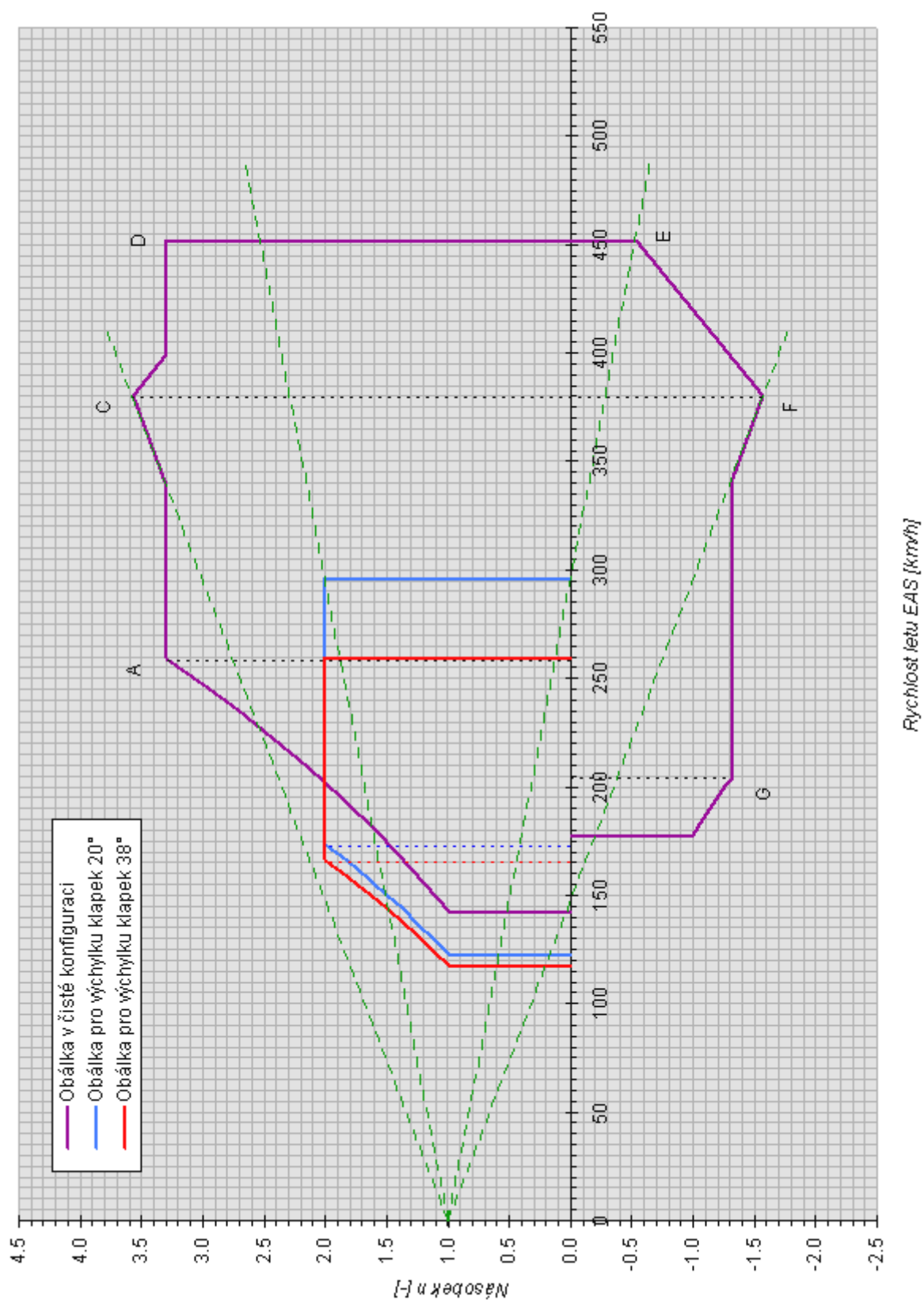
## Obálky zatížení v jednotlivých letových podmínkách

Výsledky výpočtů pro všechny dříve popsané kombinace hmotnosti letounu a výšky letu jsou uvedena v tab. 29. Uvedené hodnoty rychlostí jsou ekvivalentní.

m	[kg]	4600 ( $m_{MTOW}$ )				3066 ( $m_{MFW}$ )			
H	[m]	0	3100	6096	7620	0	3100	6096	7620
$V_A$	[km/h]	259.04	259.04	259.04	259.04	211.48	211.48	211.48	211.48
$V_{AF20}$	[km/h]	173.39	173.39	173.39	173.39	141.56	141.56	141.56	141.56
$V_{AF38}$	[km/h]	166.12	166.12	166.12	166.12	135.62	135.62	135.62	135.62
$V_C$	[km/h]	380.00	380.00	311.66	280.07	380.00	380.00	311.66	280.07
$V_D$	[km/h]	452.00	452.00	370.71	333.13	452.00	452.00	370.71	333.13
$V_{F20}$	[km/h]	296.32	296.32	296.32	296.32	296.32	296.32	296.32	296.32
$V_{F38}$	[km/h]	259.28	259.28	259.28	259.28	259.28	259.28	259.28	259.28
$V_G$	[km/h]	204.25	204.25	204.25	204.25	166.75	166.75	166.75	166.75
$V_S$	[km/h]	142.78	142.78	142.78	142.78	116.57	116.57	116.57	116.57
$V_{SG}$	[km/h]	178.00	178.00	178.00	178.00	145.32	145.32	145.32	145.32
$V_{SF20}$	[km/h]	122.61	122.61	122.61	122.61	100.10	100.10	100.10	100.10
$V_{SF38}$	[km/h]	117.46	117.46	117.46	117.46	95.90	95.90	95.90	95.90
$n_+$	[-]	3.292	3.292	3.292	3.292	3.292	3.292	3.292	3.292
$n_{KL+}$	[-]	2.000	2.000	2.000	2.000	2.000	2.000	2.000	2.000
$n_{+(pVC)}$	[-]	3.572	3.678	3.266	2.892	4.594	4.802	4.262	3.740
$n_{+(pVD)}$	[-]	2.530	2.592	2.348	2.125	3.137	3.261	2.940	2.630
$n_{KL20+(pVF)}$	[-]	2.003	2.044	2.077	2.092	2.401	2.482	2.551	2.581
$n_{KL38+(pVF)}$	[-]	1.878	1.913	1.943	1.956	2.226	2.297	2.357	2.384
$n_-$	[-]	-1.317	-1.317	-1.317	-1.317	-1.317	-1.317	-1.317	-1.317
$n_{KL-}$	[-]	0	0	0	0	0	0	0	0
$n_{-(pVC)}$	[-]	-1.572	-1.678	-1.266	-0.892	-2.594	-2.802	-2.262	-1.740
$n_{-(pVD)}$	[-]	-0.530	-0.592	-0.348	-0.125	-1.137	-1.261	-0.940	-0.630
$n_{KL20-(pVF)}$	[-]	-0.003	-0.044	-0.077	-0.092	-0.401	-0.482	-0.551	-0.581
$n_{KL38-(pVF)}$	[-]	0.122	0.087	0.057	0.044	-0.226	-0.297	-0.357	-0.384

**Tab. 29**, Charakteristické hodnoty obálek zatížení pro definované podmínky

Grafické podoba obálky zatížení je pro první případ na obr. 48. Obálky pro ostatní případy jsou uvedeny v příloze 4.



**Obr. 48.** Obálka zatížení pro maximální vzletovou hmotnost 4 600 kg a tlakovou výšku 0 m MSA



**Závislost návrhových rychlostí na tlakové výšce**

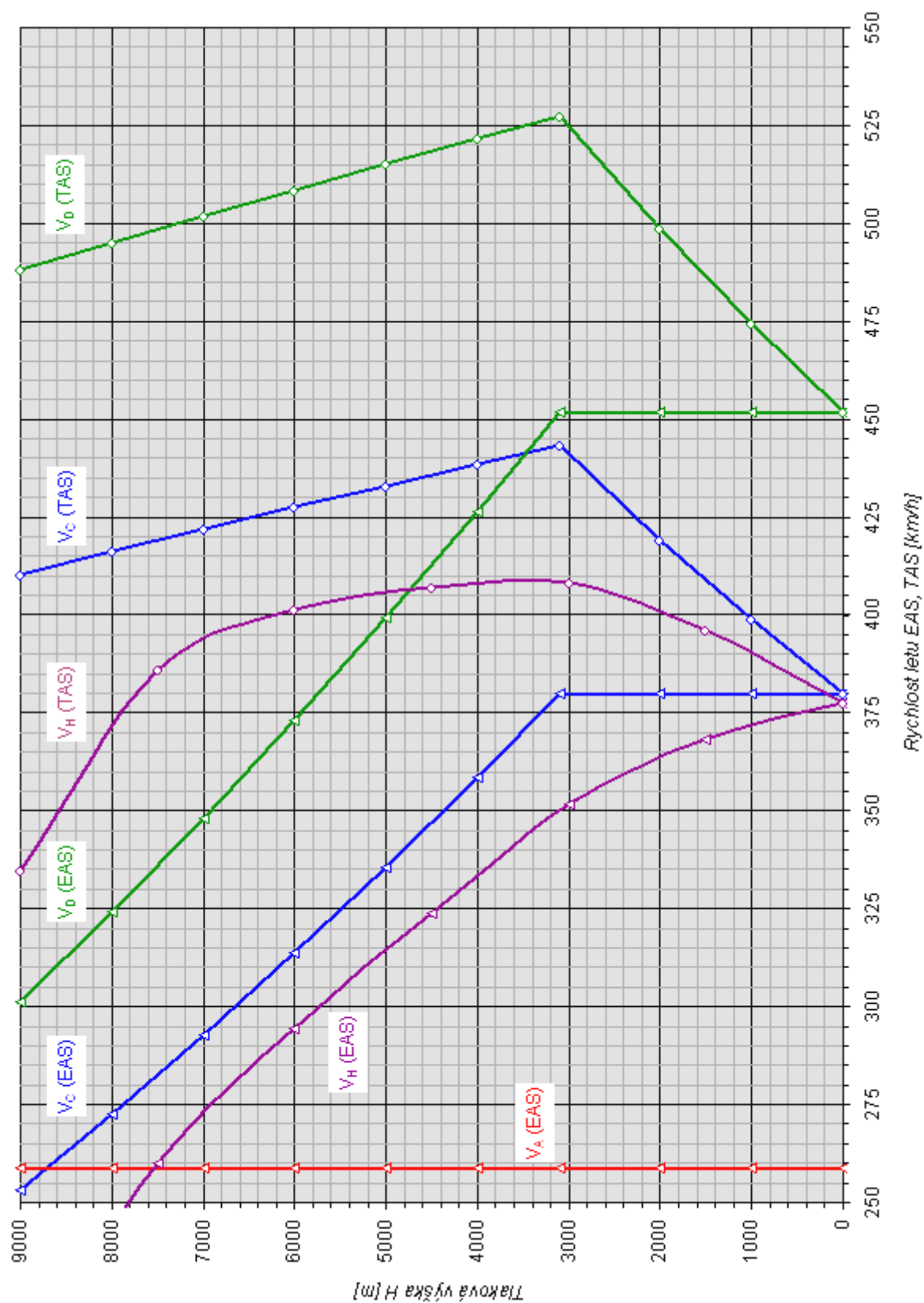
Z obr. 49 a obr. 50 je zřejmí vliv nadmořské (tlakové) výšky na návrhovou cestovní rychlost letu  $V_C$ , návrhovou rychlost strmého sestupného letu  $V_D$  a návrhovou obratovou rychlost letu  $V_A$ . Zlom u rychlostí  $V_C$  a  $V_D$  je způsoben omezením těchto rychlostí Machovým číslem (viz výše). Průběh rychlosti  $V_H$ , je řešen v kapitola 5. V tabulkách a grafech jsou uvedeny údaje odpovídající maximální vzletové a minimální letové hmotnosti letounu.

H [m]	$V_{C(EAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{C(TAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{D(EAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{D(TAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{A(EAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	H [m]	$V_{H(EAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{H(TAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]
0	380.00	380.00	452.00	452.00	259.04	0	377.6	377.6
1000	380.00	398.90	452.00	474.49	259.04	1500	368.3	396.3
2000	380.00	419.22	452.00	498.66	259.04	3000	351.7	408.3
3100	380.00	443.38	452.00	527.39	259.04	4500	324.0	406.9
4000	358.59	438.52	426.53	521.60	259.04	6000	294.5	401.3
5000	335.69	433.05	399.30	515.10	259.04	7500	260.3	386.1
6000	313.72	427.51	373.17	508.51	259.04	9000	206.6	334.9
7000	292.67	421.89	348.12	501.83	259.04			
8000	272.51	416.20	324.15	495.06	259.04			
9000	253.24	410.44	301.22	488.20	259.04			

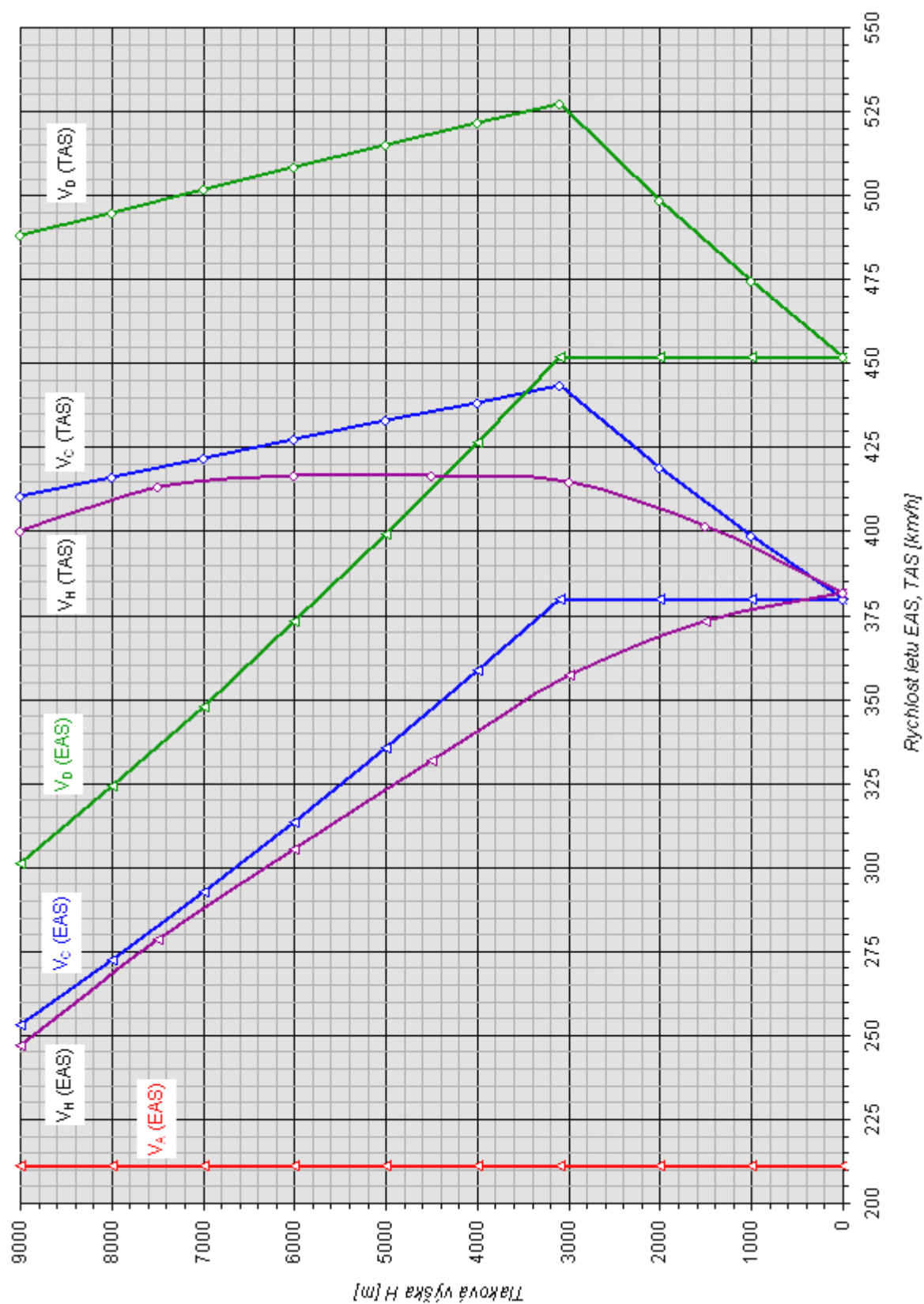
**Tab. 30.** Závislost návrhových rychlostí a rychlosti  $V_H$  na tlakové výšce při maximální vzletové hmotnosti

H [m]	$V_{C(EAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{C(TAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{D(EAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{D(TAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{A(EAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	H [m]	$V_{H(EAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$V_{H(TAS)}$ [km.h <sup>-1</sup> ]
0	380.00	380.00	452.00	452.00	211.31	0	382.0	382.0
1000	380.00	398.90	452.00	474.49	211.31	1500	373.3	401.7
2000	380.00	419.22	452.00	498.66	211.31	3000	357.5	415.0
3000	380.00	443.38	452.00	527.39	211.31	4500	331.9	416.8
4000	358.59	438.52	426.53	521.60	211.31	6000	305.6	416.5
5000	335.69	433.05	399.30	515.10	211.31	7500	278.6	413.4
6000	313.72	427.51	373.17	508.51	211.31	9000	247.0	400.3
7000	292.67	421.89	348.12	501.83	211.31			
8000	272.51	416.20	324.15	495.06	211.31			
9000	253.24	410.44	301.22	488.20	211.31			

**Tab. 31.** Závislost návrhových rychlostí a rychlosti  $V_H$  na tlakové výšce při minimální letové hmotnosti



Obr. 49, Závislost návrhových rychlostí a rychlosti  $V_H$  na tlakové výšce při maximální vzletové hmotnosti



Obr. 50, Závislost návrhových rychlostí a rychlosti  $V_H$  na tlakové výšce při minimální letové hmotnosti

#### 4.1.2 ZATÍŽEČNÍ KONSTRUKCE OD VNITŘNÍHO PŘETLAKU

Na základě zvolené maximální cestovní výšky 7 620 m byla v kap. 2.2 stanovena hodnota přetlaku 38 kPa. Pro pevnostní výpočty je tuto hodnotu nutno zvýšit součinitelem bezpečnosti a popř. dalšími zvyšujícími součiniteli. Nejprve je však třeba znát hodnotu maximálního a minimálního kabinového přetlaku, při nichž dochází k otevření příslušných pojistných ventilů.

Přetlakový pojistný ventil bývá dle lit. [5] nastaven na přetlak, který je o 1,75 kPa vyšší než stanovená návrhová hodnota. Platí tedy:

$$P_{POJ.VENTIL+} = \Delta p_{KAB_{max}} + 1,75 = 38 + 1,75 = 39,75 \text{ kPa}$$

Podtlakový pojistný ventil bývá dle stejného zdroje nastaven na podtlak 3,5 kPa až 7,0 kPa. Při volbě nejnižší možné hodnoty pletí:

$$P_{POJ.VENTIL-} = -3,5 \text{ kPa}$$

Dokument AC 23-19A (viz lit.[11]) předepisuje pro statické zkoušky (tedy zkoušky, při nichž nejsou uvažována další zatížení) přetlakových kabin letounů navržených pro cestovní výšku menší než 13 700 m velikost provozní a početní hodnoty kabinového přetlaku:

$$P_{prov} = 1,33 \cdot P_{POJ.VENTIL}$$

Pro zkoušky zahrnující i ostatní zatížení (od setrvačných sil a aerodynamického tlaku) je pak provozní hodnota přetlaku předepsána následovně:

$$P_{prov} = P_{POJ.VENTIL}$$

Početní hodnota zatížení je v obou případech dána vynásobením provozní hodnoty součinitelem bezpečnosti  $f = 1.5$ :

$$P_{poč} = f \cdot P_{prov} = 1,5 \cdot P_{prov}$$

Konkrétní hodnoty provozního a početního přetlaku (resp. podtlaku) pro oba typy zkoušek jsou uvedeny v tab. 32.

Veličina	Označení	jednotka	Bez uvažování dalších zatížení	S uvažováním dalších zatížení
Provozní hodnota max. přetlaku	P <sub>prov+</sub>	[Pa]	52868	39750
Provozní hodnota max. podtlaku	P <sub>prov-</sub>	[Pa]	-4655	-3500
Početní hodnota max. přetlaku	P <sub>poč+</sub>	[Pa]	79301	59625
Početní hodnota max. podtlaku	P <sub>poč-</sub>	[Pa]	-6983	-5250

**Tab. 32.** Provozní a početní hodnoty kabinového přetlaku

Mimo obvodového (tangenciálního) napětí v potahu, ohybu přepážek a podélníků způsobí přetlak  $P$  v kabině letounu také podélné zatížení konstrukce mezi oběma přetlakovými stěnami které je přenášeno potahem a podélnými výztuhami. Tato zatížení lze rozdělit do dvou složek.

Jednou z nich je síla působící ve směru osy  $x$ , jejíž velikost je rovna součinu plochy průřezu a uvažované hodnoty přetlaku. Lze ji odvodit podle následujícího vztahu:

$$F_{X(P)} = A_P \cdot P$$

Kde  $A_P$  je přetlakovaná část plochy průřezu v řešeném řezu.

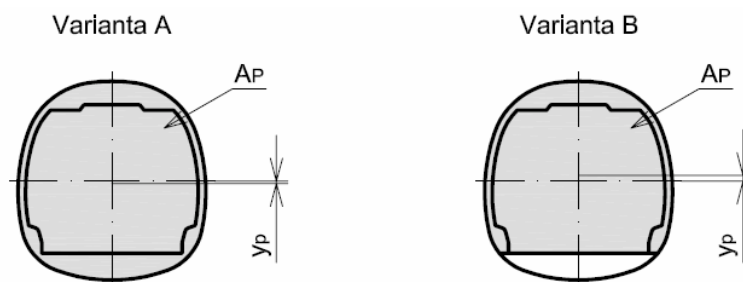
Druhou složkou je ohybový moment, způsobený odchylkou působíště síly  $F_{X(P)}$  od počátku souřadného systému. Pro velikost tohoto momentu platí při odchylce  $y_P$ :

$$M_{Z(P)} = -F_{X(P)} \cdot y_P$$

Dalším důležitým parametrem u přetlakových kabin je stanovení maximální hodnoty nominálního napětí v jejich konstrukci při maximálním návrhovém přetlaku ( $\Delta p_{KABmax}$ ). Tento parametr se stanovuje na základě požadované životnosti letounu a např. u letounu Ae 270 bylo nominální napětí v konstrukci kabiny omezeno na 100 MPa. Tato hodnota bude použita i při návrhu konstrukce přetlakové kabiny na letoun EV-55:

$$\sigma_{nom} = 100 \text{ MPa}$$

Na základě pevnostní analýzy uvedené v následující kapitole byla ze dvou variant přetlakované části průřezu trupu, naznačených na obr. 51, vybrána ta varianta, která vede k nižší hmotnosti konstrukce trupu.



**Obr. 51,** Přetlakovaná část průřezu trupu v obou řešených variantách

Pro lepší přehlednost jsou rozměry  $A_P$  a  $y_P$  pro obě varianty uvedeny v tab.33.

Varianta		$A_P$ [mm <sup>2</sup> ]	$y_P$ [mm]
A	Přetlakován celý průřez trupu	2725000	-13.17
B	Přetlakován pouze prostor nad podlahou	2457000	69.44

**Tab. 33,** Provozní a početní hodnoty kabinového přetlaku

Velikosti složek  $F_{X(P)}$  a  $M_{Z(P)}$  závisejí na tom, jestli je v konkrétním případě zatížení uvažováno pouze zatížení od přetlaku, nebo jestli jsou uvažována i další, např. letová, zatížení. Dále je nutné pro analýzu nominálních napětí znát hodnoty těchto veličin při zatížení přetlakem  $\Delta p_{KABmax}$ .

## 4.2 PEVNOSTNÍ ANALÝZA

Pevnostní analýza byla provedena za použití metody konečných prvků pomocí softwarů firmy MSC – Patran / Nastran.

### 4.2.1 PŘÍPADY ZATÍŽENÍ

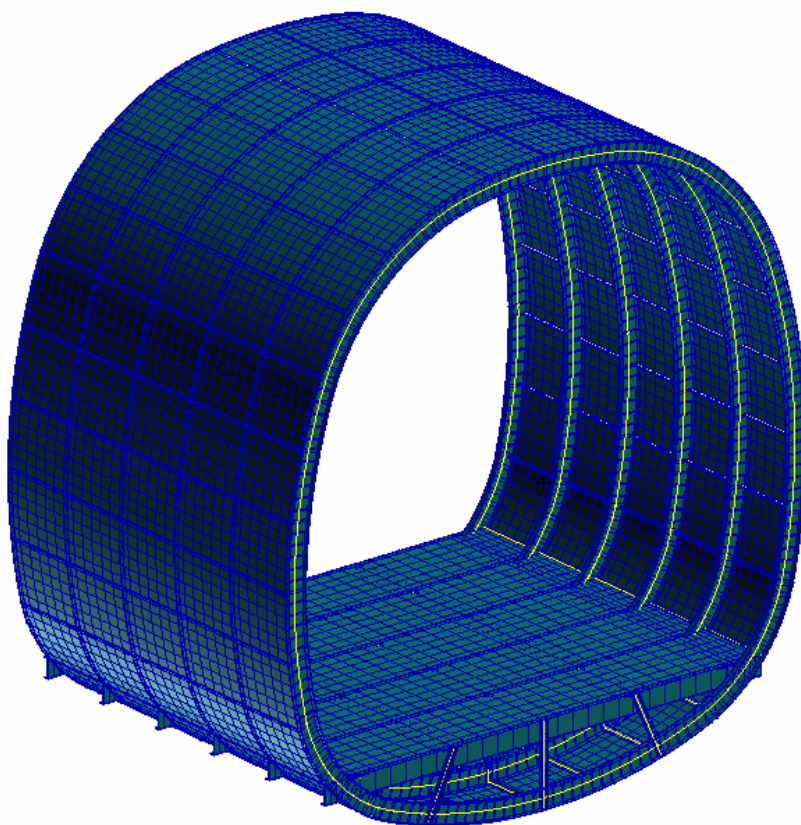
V tab. 34 jsou uvedeny hodnoty jednotlivých složek zatížení aplikovaných v MKP analýze. Případy A jsou případy, v nichž je konstrukce zatížena pouze přetlakem nad i pod podlahou, případy B jsou případy v nichž je konstrukce taktéž zatížena pouze přetlakem, ale pouze nad podlahou (odpovídá variantám A a B viz obr. 51). Případy A1, B1 jsou případy, při nichž je konstrukce zatížena početní hodnotou přetlaku. Limitující napětí v těchto variantách zatížení jsou kritická napětí ztráty stability v tlaku a rez pevnosti v tahu. Případy A2, B2 jsou případy, při nichž je konstrukce zatížena maximální za provozu povolenou hodnotou přetlaku ( $\Delta p_{KABmax}$ ). Limitujícím napětím v těchto případech je maximální nominální napětí v konstrukce ( $\sigma_{nom}$ ).

Případ			A1	A2	B1	B2
Tlak na potah nad podlahou	$P_{POTH}$	[MPa]	0.0793	0.0380	0.0793	0.0380
Tlak na potah pod podlahou	$P_{POTD}$	[MPa]	0.0793	0.0380	-	-
Tlak na podlahu	$P_{POD}$	[MPa]	-	-	0.0793	0.0380
Síla v ose x	$F_x$	[N]	216096	103550	194843	93366
Moment kolem osy z	$M_z$	[Nm]	2845.983	1363.754	-13529.520	-6483.148

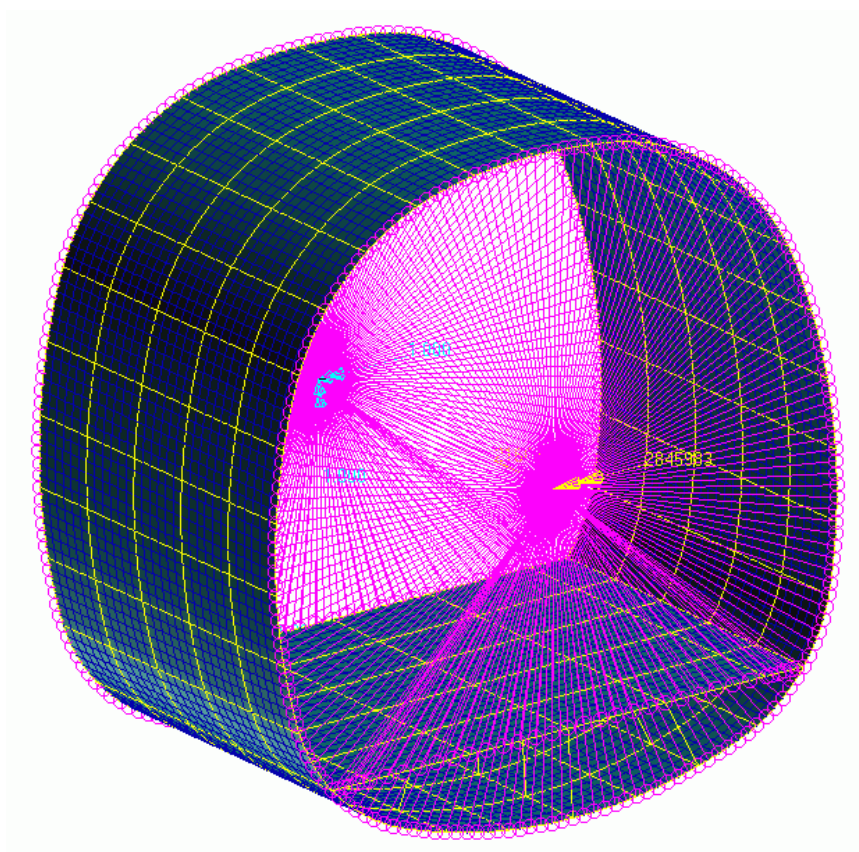
**Tab. 34.** Přehled zatížení použitého v MKP analýze

### 4.2.2 MKP MODEL

Model použitý pro výpočty byl vytvořen v programu MSC Patran. Geometrie modelu odpovídá obr. 52. V celém modelu jsou použity pouze dva druhy prvků. Podélníky, přepážky, nosníky podlahy, kolejnice pro uchycení sedaček, výztuha podlahy a také vzpěry podlahy jsou reprezentovány 1D elementy typu BEAM, jejichž vlastnosti odpovídají popisu uvedenému níže. Tyto prvky byly osetovány tak, aby model odpovídal skutečnosti. Potah a podlaha jsou reprezentovány 2D elementy typu SHELL, s tloušťkou, která je taktéž uvedena níže. Model obsahuje celkem 6780 elementů. Mesh 1D elementů je typu Bar 2, mesh 2D elementů je typu quad – Isomesh. Pro vyhodnocení účinků přetlaku na konstrukci je model uchycen na jednom konci (přepážka 1) pomocí MPC prvků tak, aby bylo všem elementům v tomto řezu zabráněno posuvu ve směru osy x a natočení kolem os y a z. Na druhém konci (přepážka 6) bylo také pomocí MPC prvku zavedeno zatížení silou  $F_{x(p)}$  a momentem  $M_{z(p)}$  dle tab. 34. Tyto složky zatížení odpovídají účinkům působení přetlaku na koncové stěny kabiny. Na elementech potahu, resp. podlahy a potahu nad podlahou (dle varianty zatížení) bylo definováno zatížení konstantním tlakem (viz hodnoty v tab. 34).



**Obr. 52,** MKP model úseku prizmatické části trupu

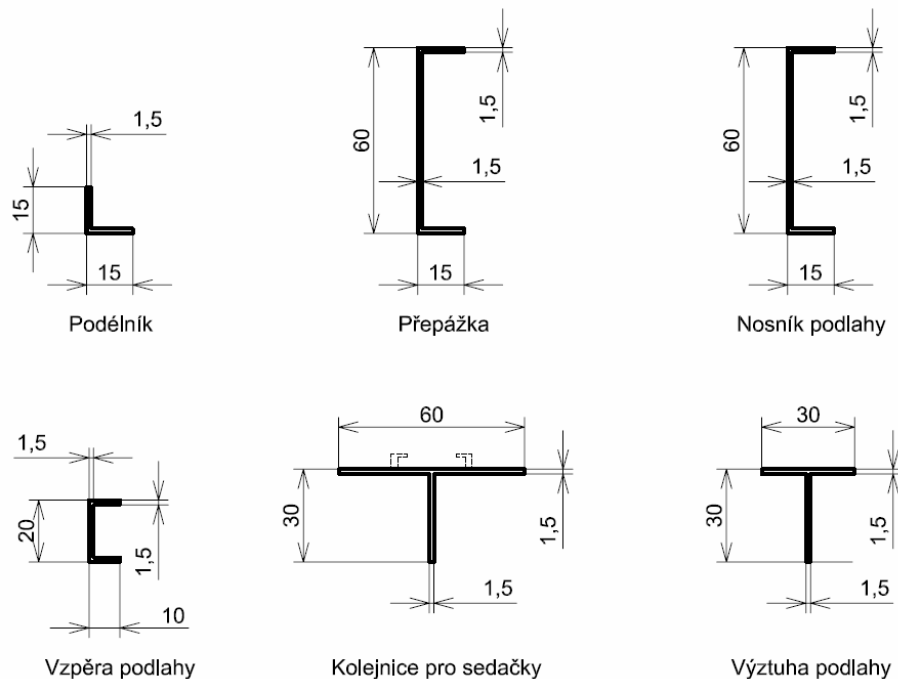


**Obr. 53,** MKP model s vyobrazením vazby a zatížení (tlak na stěny není pro přehlednost zobrazen)

### Geometrie nosných prvků

Účelem uvedených analýz není stanovení přesné geometrie přepážek, podélníků nebo součástí konstrukce podlahy, nýbrž zjištění velikosti a průběhů složek zatížení.

Pro účely této analýzy byla zvoleny rozměry jednotlivých prvků konstrukce následovně:



**Obr. 54,** Geometrie jednotlivých prvků modelu

Výchozí tloušťka potahu a podlahy byla zvolena ve shodě s konstrukcí nepřetlakované verze letounu. V případě potahu 0,8 mm a v případě podlahy 1,2 mm.

#### 4.2.3 ANALÝZA ZATÍŽENÍ POTAHU

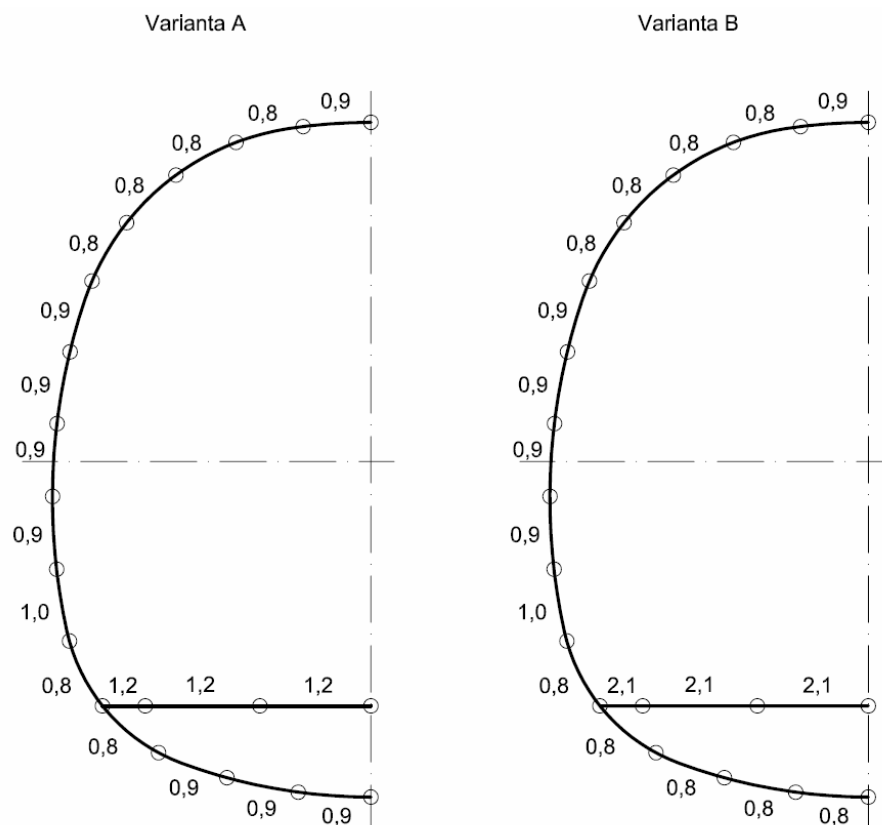
Na základě výsledků analýzy je možné stanovit minimální tloušťka potahu mezi podélníky. Ta je dána omezením maximální hodnoty napětí v potahu hodnotou  $\sigma_{nom}$ . Přehled minimálních tloušťek pro konkrétní potahové pole u obou variant přetlakového prostoru je na obr. 55.

Dalším z cílů této analýzy je rozhodnutí, zdali přetlakovat celý průřez trupu nebo pouze část průřezu nad podlahou.

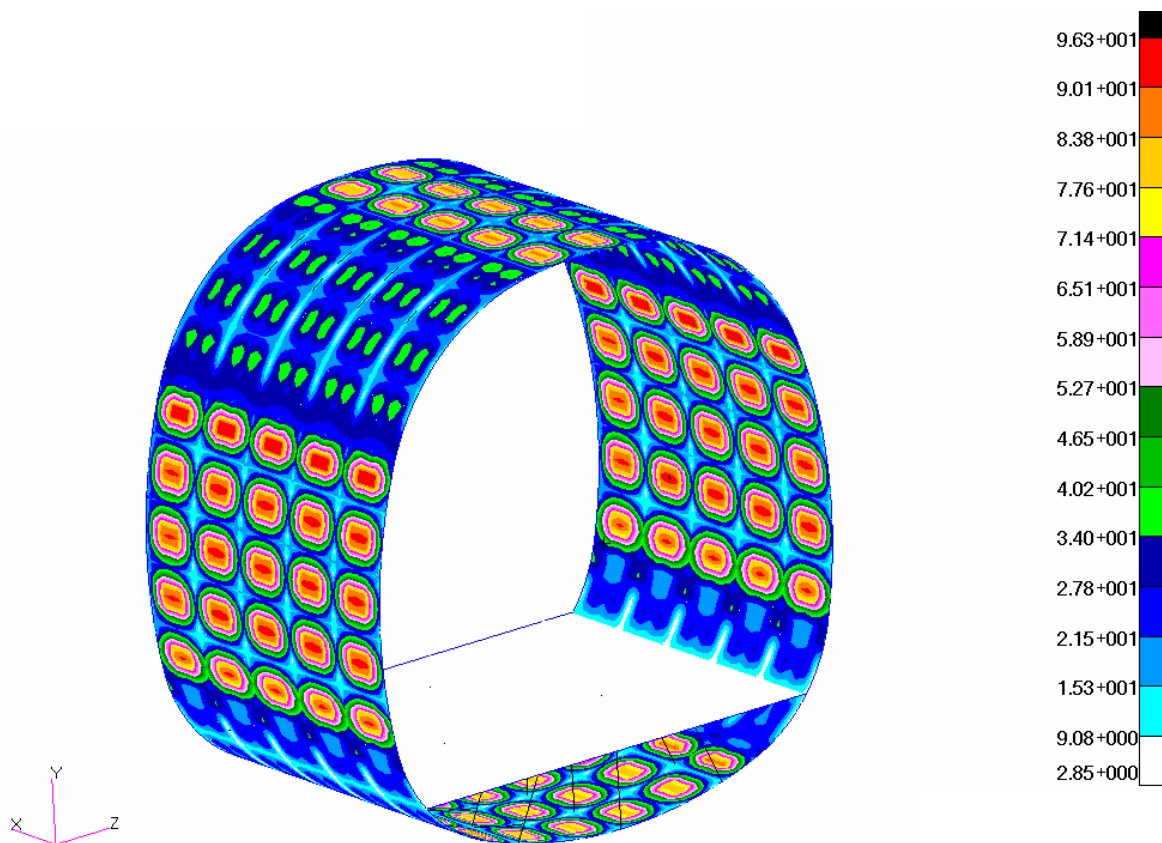
Velikost napětí v jednotlivých potahových polích je pro variantu A (případ zatížení A2) uvedena na obr. 56 a pro variantu B (případ zatížení B2) na obr. 57. Uvedená napětí platí pro tloušťku potahu uvedenou na obr. 55. V případech zatížení A1 a B1, tedy při početním zatížení, jsou napětí o 110 procent větší.

Z obr. 55 zřejmé, že varianta B vyžaduje výrazné vyztužení podlahy (použití plechu o výrazně větší tloušťce, výztuhy o větší ploše průřezu, popř. větší počet výztuh). Všechny tyto skutečnosti mají za následek vyšší hmotnost konstrukce, a proto je výhodnější volit velikost přetlakovaného prostoru dle varianty A (viz obr. 51).

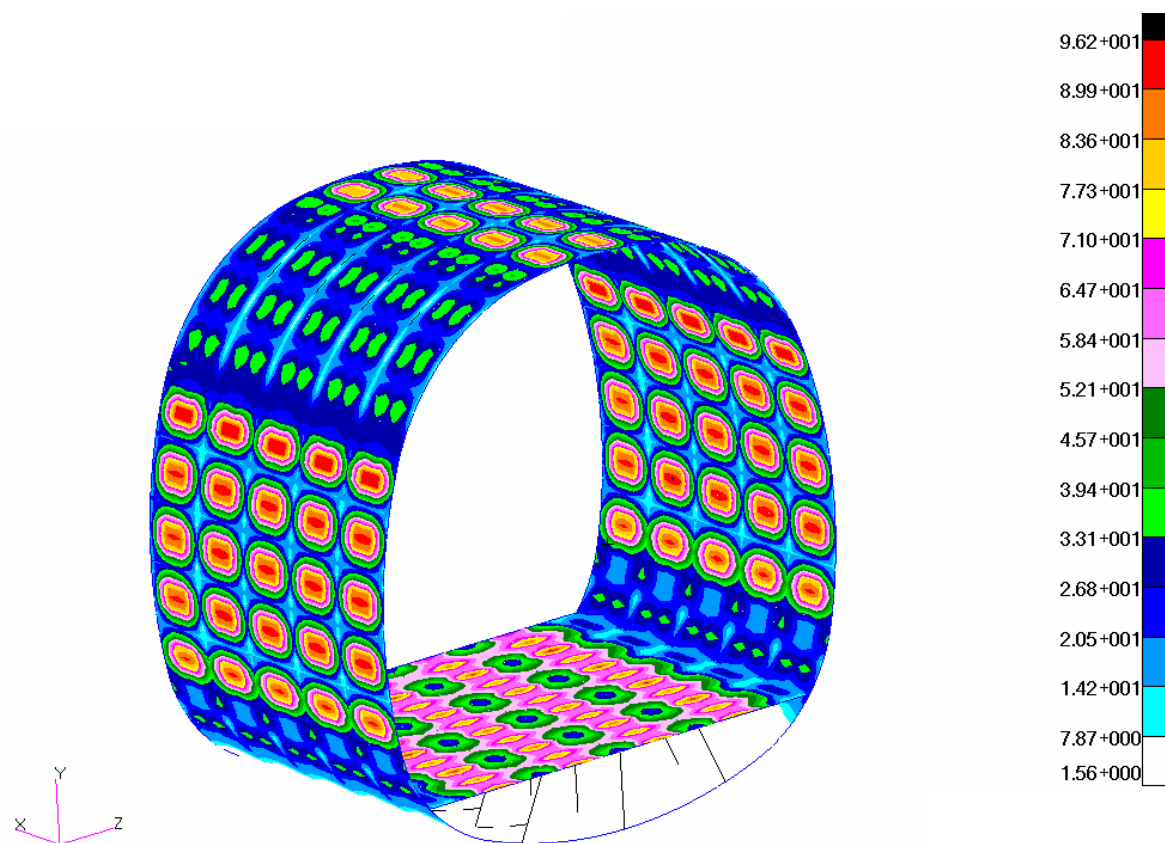




**Obr. 55,** Minimální tloušťka potahu a plechu podlahy



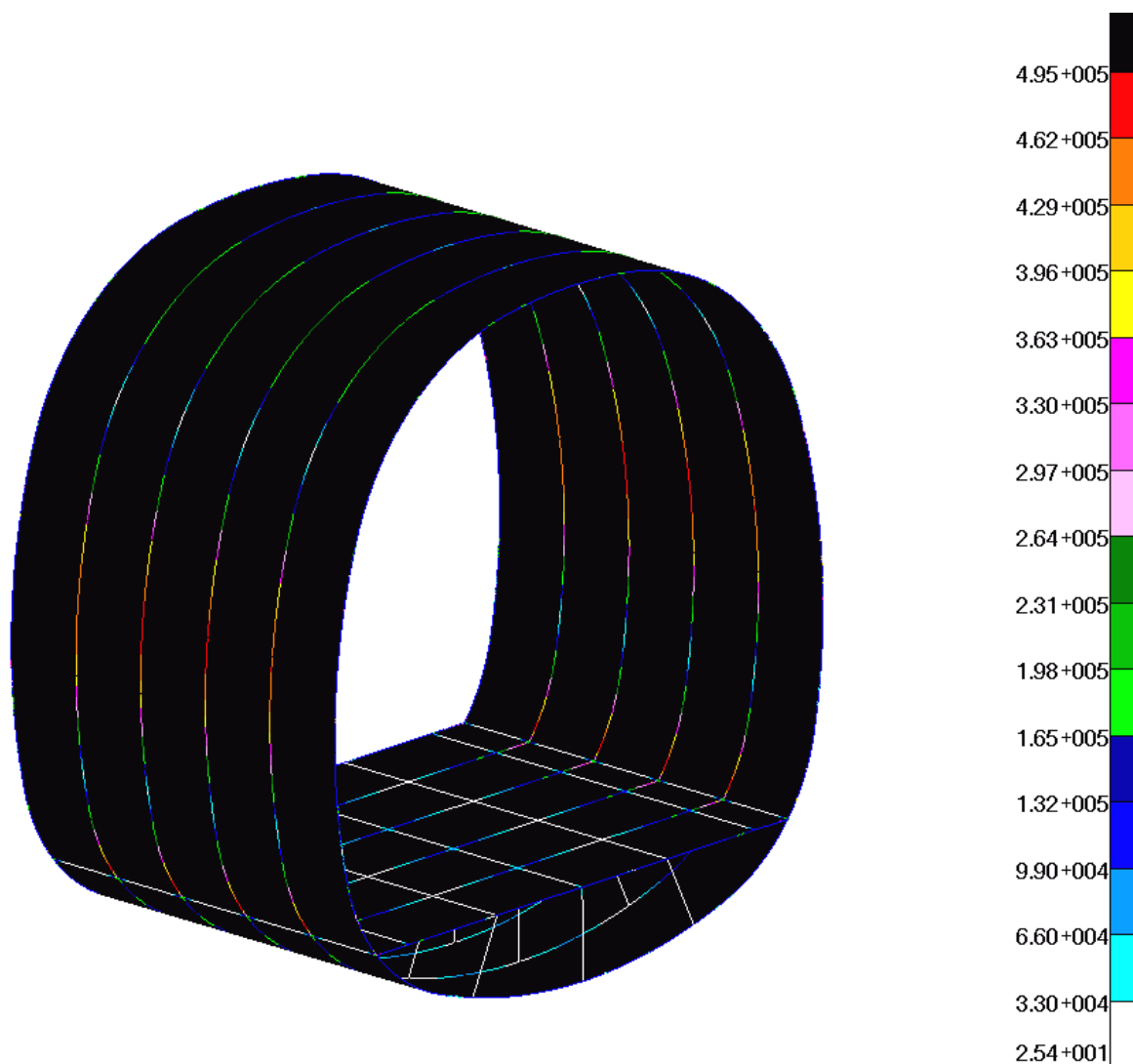
**Obr. 56,** Napětí v potahu a podlaze v případě zatížení A2 [MPa]



*Obr. 57, Napětí v potahu a podlaze v případě zatížení B2 [MPa]*

#### 4.2.4 ANALÝZA ZATÍŽENÍ PŘEPÁŽEK

Protože zvolený průřez není kruhový a navíc je ve spodní části vyztužen podlahou, jsou přepážky vlivem přetlaku zatížené kromě normálové síly i ohybovým momentem. Na základě velikosti zatížení přepážky v jednotlivých řezech lze stanovit místa, která jsou z hlediska přenosu zatížení kritická. V těchto místech je potřeba přepážku vyztužit. Stejným způsobem je možné stanovit místa méně zatížená, do kterých je výhodné umístit technologické spoje. Průběh zatížení na přepážkách v případě A1 je zřejmí z obr. 58.



**Obr. 58,** Ohybový moment na přepážkách v případě zatížení A1 [Nmm]

## 5 LETOVÉ VÝKONY

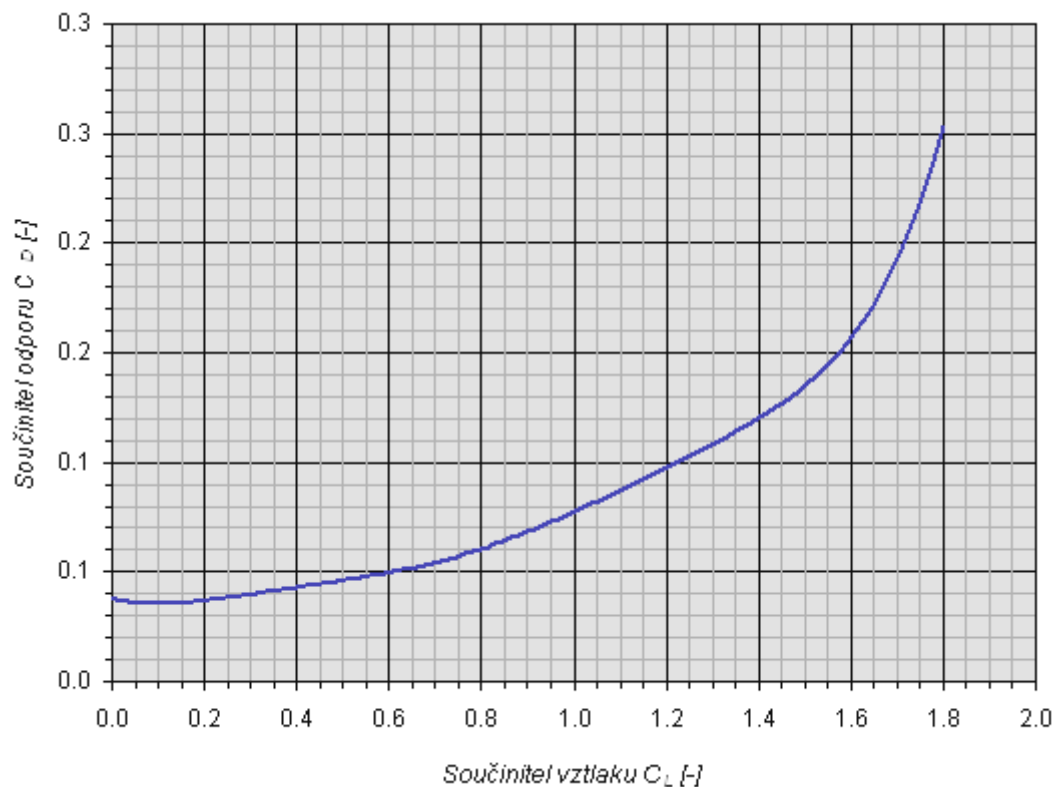
Výpočty výkonů letounu jsou založeny na aerodynamických charakteristikách nepřetlakové verze letounu EV-55. Z pohledu aerodynamiky jsou obě verze (s přetlakovou kabinou i bez ní) až na úpravu geometrie trupu totožné. Lze předpokládat, že tato skutečnost vyvolá pouze tak drobné rozdíly mezi polárami jednotlivých verzí, že to nebude mít významný vliv na výsledky výpočtů letových výkonů.

O mnoho významnější vliv bude mít přetlakování na parametry motoru. Je tedy nutné znát některé specifické provozní a výkonové parametry zvolené pohonné jednotky s vlivem odebírání stlačeného vzduchu z kompresoru motoru. Těmito parametry jsou celkový tah pohonné jednotky (tah vrtule a tah na výstupní trysce motoru), specifická spotřeba paliva a účinnost vrtule. Vzhledem k závislosti těchto veličin na výšce letu, na rychlosti letu, na okolních atmosférických podmínkách (z nichž největší vliv má teplota), a na množství z motoru odebíraného vzduchu, je pro vyšetření širokého spektra letových výkonů nutné velké množství vstupních údajů.

Pro zjednodušení jsou tedy výpočty zpracovány pouze pro některé charakteristické režimy práce motoru, pro podmínky odpovídající mezinárodní standardní atmosféře (MSA), a pro minimální požadované množství vzduchu odebíraného rovnoměrně z obou motorů. Kvůli dostupnosti potřebných dat byla pro výpočty zvolena pohonná jednotka nepřetlakované verze letounu EV-55, popsaná v kapitole 2.4. Jedním z cílů uvedených výpočtů, je také stanovit, zda je tato pohonná jednotka vhodná pro navrhovaný letoun či nikoliv.

Mimo to závisí letové výkony velkou mírou na geometrické a hmotnostní konfiguraci letounu. Prezentované výsledky maximálních rychlostí, stoupavostí, dostupů a doletů jsou řešeny pro čistou konfiguraci letounu a několik hmotnostních konfigurací.

### Polára letounu EV-55



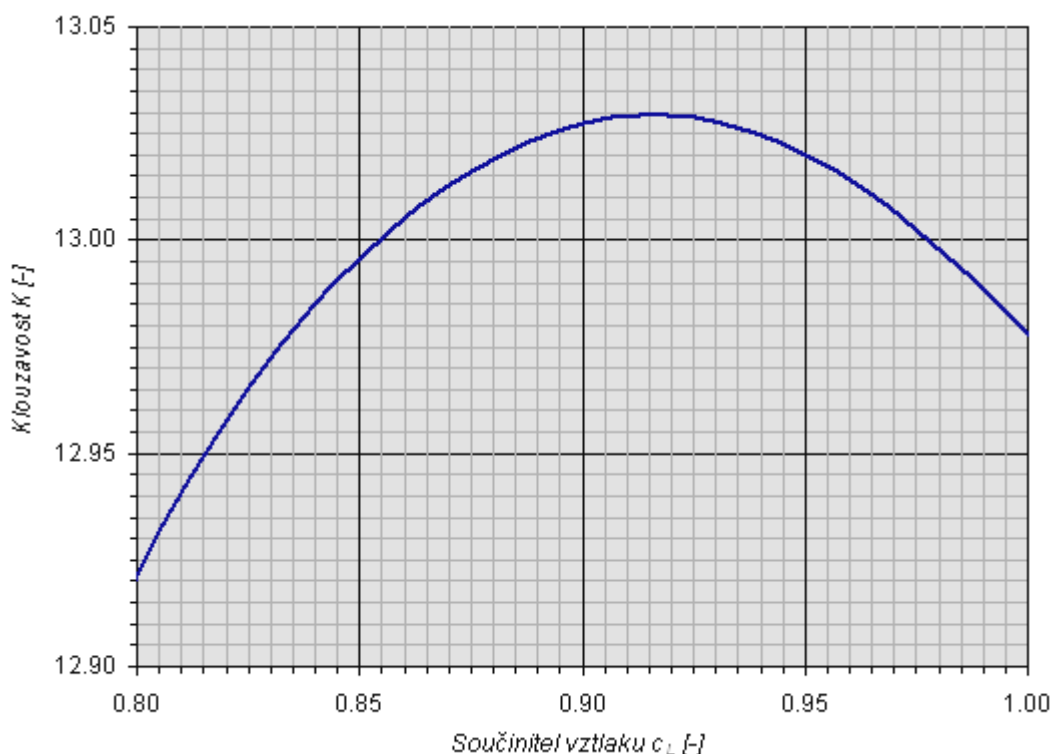
Obr. 59, Polára letounu EV-55 Outback

### Maximální klouzavost

Z poláry letounu uvedené na začátku této kapitoly je nejprve nutno zjistit maximální klouzavost letounu. Ta je dána obecným vztahem:

$$K = \frac{c_L}{c_D}$$

Pro letoun EV-55 je závislost klouzavosti na součiniteli vzlaku následující:



**Obr. 60,** Klouzavost letounu EV-55 Outback

Z obr. 60 lze odečíst pro maximální klouzavost  $K_{MAX}$  a jí odpovídající součinitel vzlaku  $C_{LK}$  tyto hodnoty:

$C_{LK}$ [-]	$K_{MAX}$ [-]
0.915	13.032

**Tab. 35,** Maximální klouzavost letounu

Z důvodu velkého množství dílčích výsledků jsou veškeré výsledky mezivýpočtů uvedeny tabulkově v příloze č. 5.

## 5.1 LETOVÉ VÝKONY V HORIZONTÁLNÍM LETU

V rámci této práce jsou řešeny tři význačné rychlosti, maximální rychlost horizontálního letu  $V_H$ , maximální cestovní rychlost  $V_{CEST.MAX}$  a ekonomická cestovní rychlost  $V_{CEST.EKON}$ .

### 5.1.1 MAXIMÁLNÍ RYCHLOST HORIZONTÁLNÍHO LETU

Tato rychlost odpovídá rychlosti  $V_H$  uváděné v předpisech. Jedná se o maximální rychlost, kterou je letoun schopen dlouhodobě letět v ustáleném přímočarém horizontálním letu při maximálním trvalém výkonu motorů. Využitelný tah pohonné jednotky v tomto režimu je uveden v tab. 36.

$F_V'$ [daN]	$V_{TAS}$ [m.s <sup>-1</sup> ]							
	30	35	40	45	50	55	60	65
0	732.10	694.13	657.32	622.28	588.25	556.54	526.33	497.88
1500	705.29	671.07	637.88	605.90	575.17	545.86	517.87	491.49
3000	622.69	593.61	566.05	539.39	513.50	489.02	465.12	442.65
H [m] 4500	537.84	513.13	489.57	466.62	444.53	423.44	403.08	383.79
6000	461.40	440.54	420.46	400.84	382.12	364.05	346.80	330.49
7500	391.00	373.39	356.19	339.41	323.40	307.92	293.17	279.43
9000	308.26	294.21	280.63	267.52	254.88	242.83	231.25	220.95
$F_V'$ [daN]	$V_{TAS}$ [m.s <sup>-1</sup> ]							
	70	75	80	90	100	110	120	130
0	471.53	446.46	423.03	380.74	344.11	312.16	283.63	258.39
1500	466.78	443.40	421.52	381.35	345.55	314.46	287.08	262.96
3000	422.45	403.25	385.26	351.96	322.21	298.33	276.79	257.54
H [m] 4500	366.65	350.09	334.53	305.87	280.53	259.75	241.09	224.32
6000	315.85	301.70	288.35	263.80	242.47	224.46	208.31	193.74
7500	266.98	254.96	243.61	222.74	205.14	190.07	176.49	164.24
9000	211.36	202.24	193.72	177.94	165.40	154.56	144.99	136.54

**Tab. 36.** Tah jedné pohonné jednotky při režimu maximálního trvalého výkonu

Nejprve je třeba vypočítat součinitel vztlaku (např. pro výšku 0 m MSA, rychlost TAS 100 m.s<sup>-1</sup> a hmotnost 4600 kg):

$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V_{TAS}^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 4600 \cdot 9,80665}{1,2256 \cdot 100^2 \cdot 25,196} = 0,292$$

A také součinitel odporu dle výše uvedeného diagramu:

$$c_D = 0,039$$

Pro větší přehlednost grafů a pohodlnější odečet maximálních rychlostí je vhodné vykreslit závislosti potřebného a využitelného tahu na rychlosti letu v její ekvivalentní podobě  $V_{EAS}$ . Přepočít ze skutečné vzdušné rychlosti je:

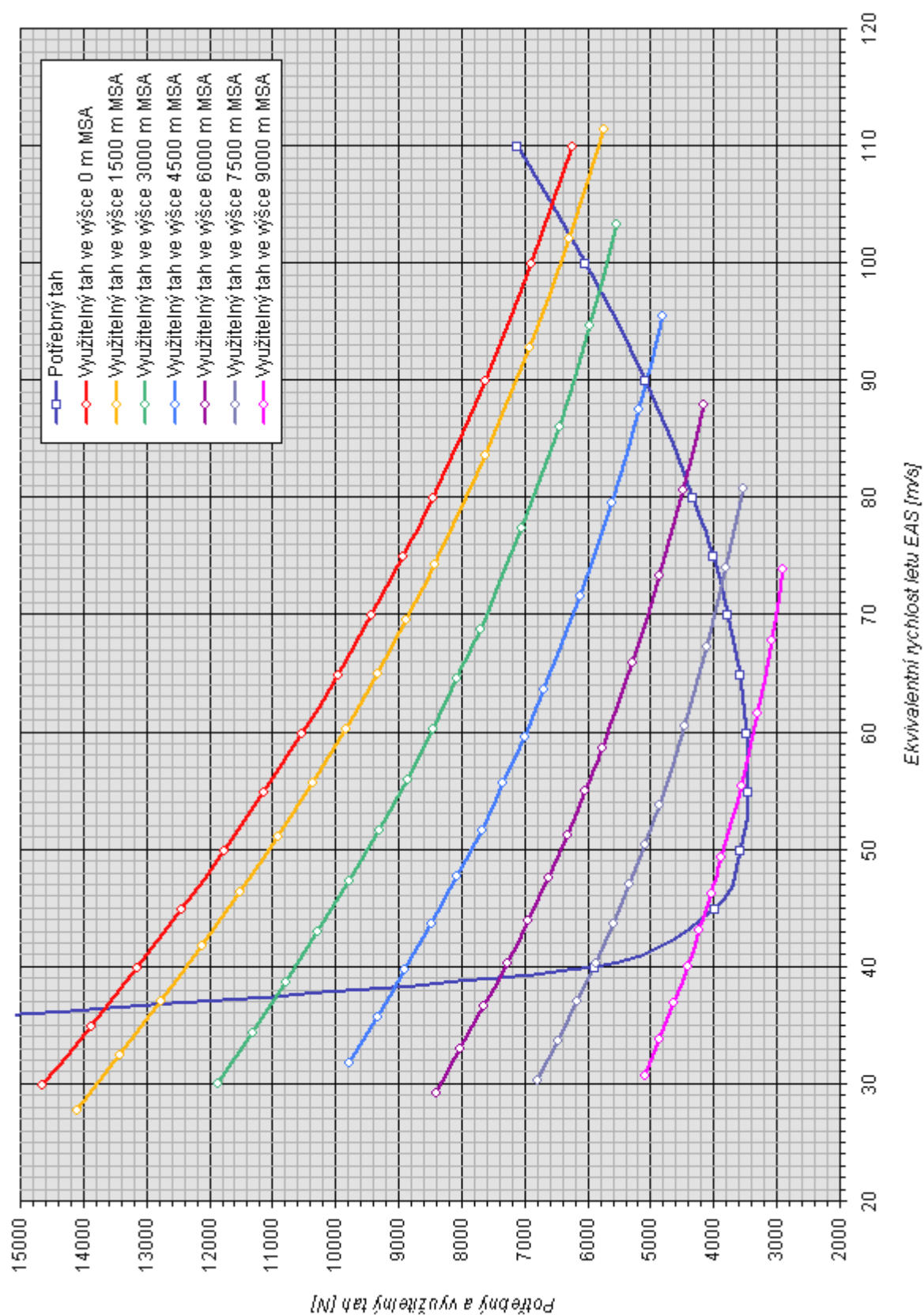
$$V_{EAS} = V_{TAS} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} = 100 \cdot \sqrt{\frac{1,2256}{1,2256}} = 100,0 \text{ s}^{-1}$$

Potřebný tah je roven odporu letounu a závisí na tlakové výšce, rychlosti letu, součiniteli vztlaku a ploše nosné plochy letounu následovně:

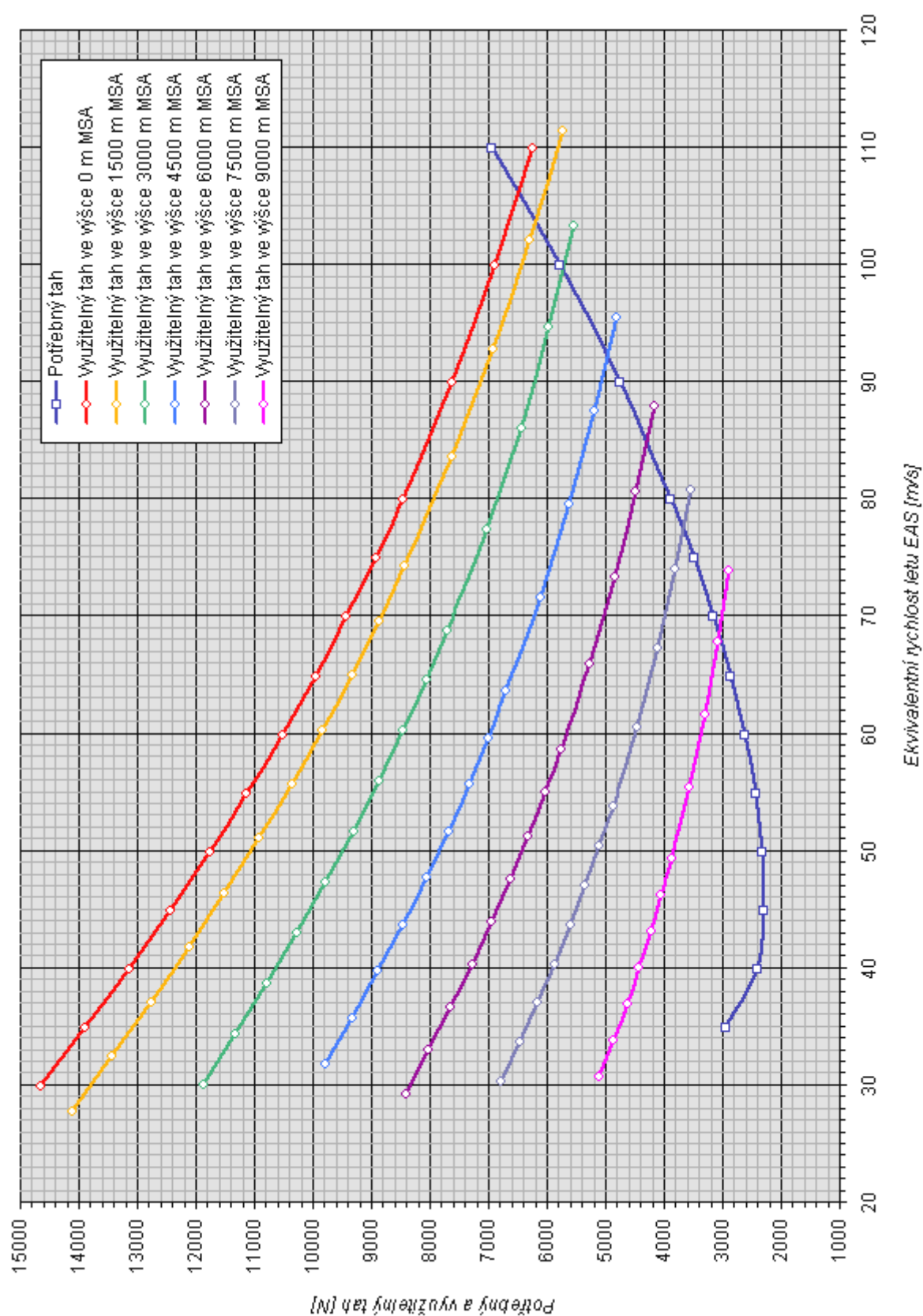
$$F_P = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_{EAS}^2 \cdot c_D \cdot S = \frac{1}{2} \cdot 1,2256 \cdot 100^2 \cdot 0,039 \cdot 25,196 = 6029 \text{ N}$$

Protože EV-55 je letounu dvoumotorový, je nutné vynásobit odpovídající tah pohonné jednotky dvěma:

$$F_V = 2 \cdot F_V' = 2 \cdot 3441,1 = 6882,2 \text{ N}$$



**Obr. 61,** Potřebný tah při maximální vzletové hmotnosti  
a využitelný tah při maximálním trvalém výkonu



**Obr. 62.** Potřebný tah při hmotnosti minimální letové hmotnosti  
a využitelný tah při maximálním trvalém výkonu



Maximální rychlost horizontálního letu  $V_H$  je rychlost, odpovídající (pravému) průsečíku křivek potřebného a využitelného tahu v grafech na obr. 61 a obr. 62. Odečtené rychlosti EAS i TAS jsou uvedeny v tab. 37. Přepočet na TAS:

$$V_{TAS} = \frac{V_{EAS}}{\sqrt{\rho / \rho_0}}$$

Závislost rychlosti  $V_H$  na výšce letu pro obě hmotnosti je vykreslena na obr. 49 a obr. 51 v kapitole 4.1.

H [m]	m = m <sub>MTOW</sub> = 4600 kg				m = m <sub>MPW</sub> = 3066 kg			
	V <sub>EAS</sub>		V <sub>TAS</sub>		V <sub>EAS</sub>		V <sub>TAS</sub>	
	[m.s <sup>-1</sup> ]	[km.h <sup>-1</sup> ]	[m.s <sup>-1</sup> ]	[km.h <sup>-1</sup> ]	[m/s]	[km/h]	[m/s]	[km/h]
0	104.9	377.6	104.9	377.6	106.1	382.0	106.1	382.0
1500	102.3	368.3	110.1	396.3	103.7	373.3	111.6	401.7
3000	97.7	351.7	113.4	408.3	99.3	357.5	115.3	415.0
4500	90.0	324.0	113.0	406.9	92.2	331.9	115.8	416.8
6000	81.8	294.5	111.5	401.3	84.9	305.6	115.7	416.5
7500	72.3	260.3	107.3	386.1	77.4	278.6	114.8	413.4
9000	57.4	206.6	93.0	334.9	68.6	247.0	111.2	400.3

**Tab. 37.** Maximální rychlost horizontálního letu  $V_H$

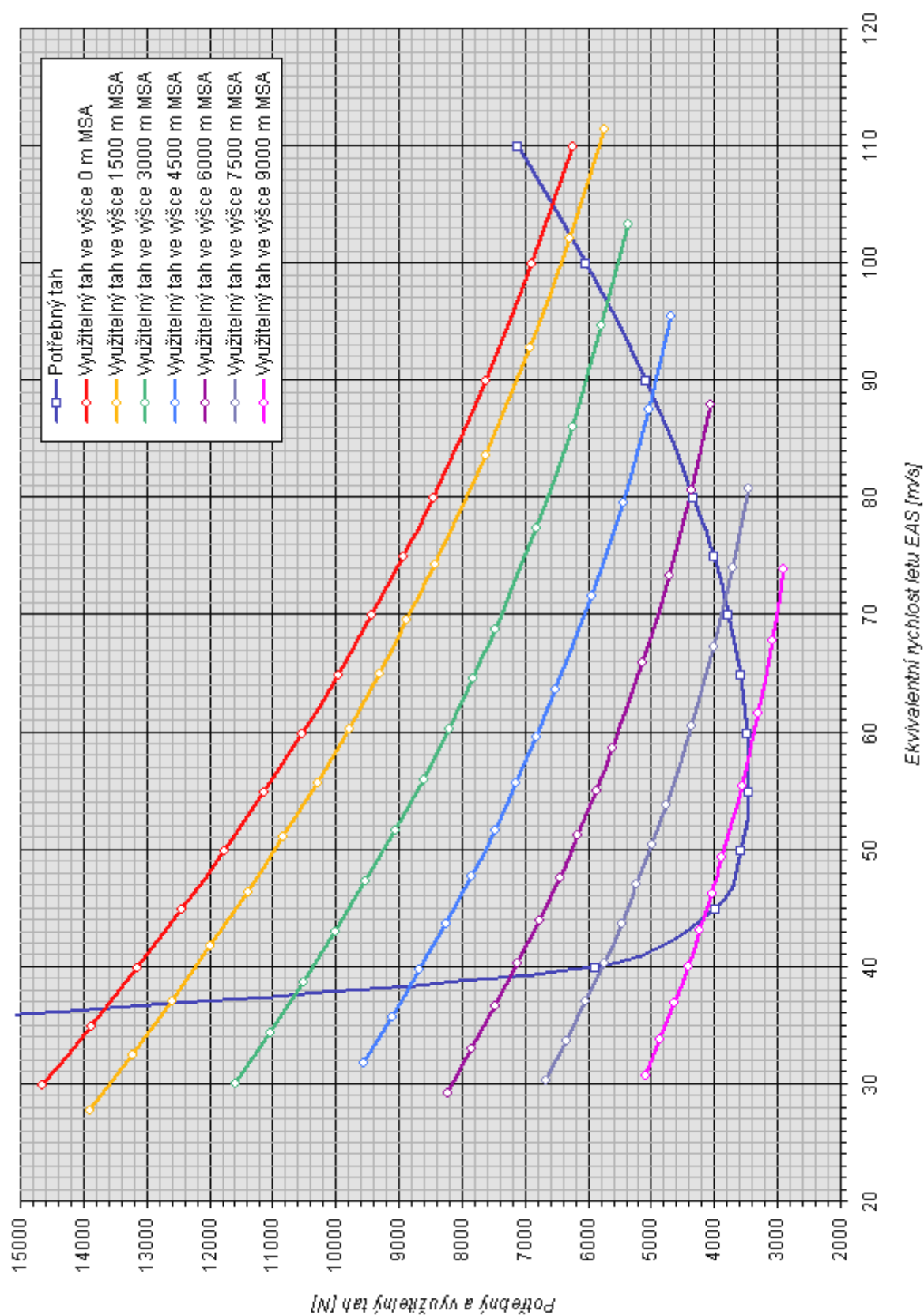
### 5.1.2 MAXIMÁLNÍ CESTOVNÍ RYCHLOST LETU

Tato rychlost označená  $V_{CEST.MAX}$  je rychlost v ustáleném přímočarém horizontálním letu při maximálním cestovním režimu motorů. Využitelný tah pohonné jednotky v tomto režimu je uveden v tab. 38.

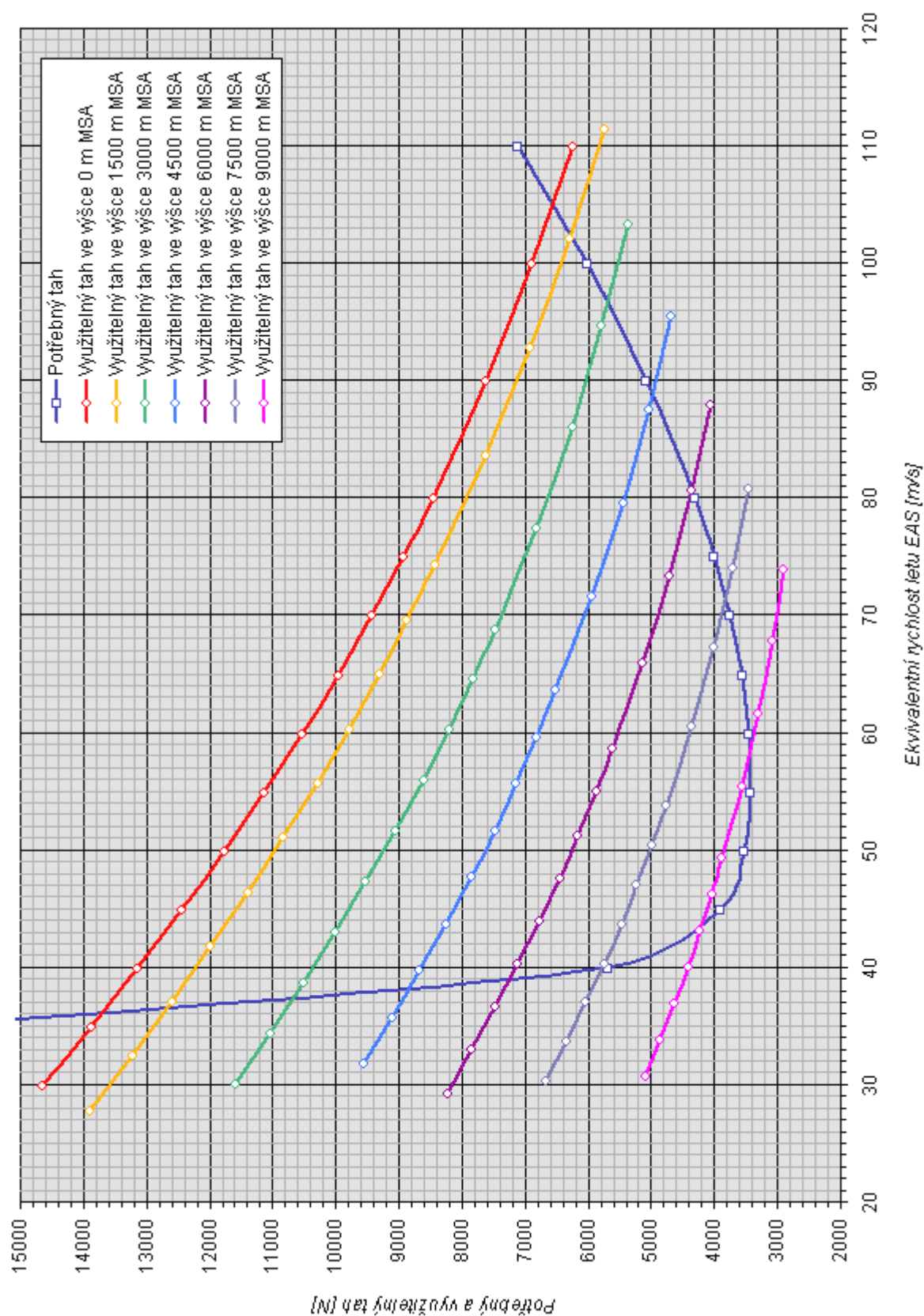
F <sub>V</sub> ' [daN]	V <sub>TAS</sub> [m.s <sup>-1</sup> ]							
	30	35	40	45	50	55	60	65
0	732.10	694.13	657.32	622.28	588.25	556.54	526.33	497.88
1500	694.89	661.29	629.80	599.18	569.56	541.27	514.11	488.42
3000	608.33	579.54	552.19	525.82	500.29	475.94	452.45	430.33
H [m] 4500	526.33	501.68	478.25	455.68	433.71	412.92	392.68	373.80
6000	451.99	431.16	411.23	391.94	373.23	355.51	338.24	322.25
7500	383.94	366.41	349.46	332.98	317.07	301.92	287.24	273.79
9000	308.26	294.21	280.63	267.52	254.88	242.83	231.25	220.95
F <sub>V</sub> ' [daN]	V <sub>TAS</sub> [m.s <sup>-1</sup> ]							
	70	75	80	90	100	110	120	130
0	471.53	446.46	423.03	380.74	344.11	312.16	283.63	258.39
1500	465.11	443.40	421.52	381.35	345.55	314.46	287.08	262.96
3000	410.42	391.65	373.97	341.16	312.17	288.92	268.01	249.35
H [m] 4500	356.80	340.56	325.37	297.06	272.29	252.00	233.73	217.45
6000	307.76	293.83	280.78	256.66	235.80	218.27	202.47	188.32
7500	261.48	249.62	238.49	217.94	200.53	185.70	172.35	160.30
9000	211.36	202.24	193.72	177.94	165.40	154.56	144.99	135.19

**Tab. 38.** Tah jedné pohonné jednotky při maximálním cestovním režimu

Postup výpočtu je totožný jako v předchozím případě, proto jsou zde uvedeny pouze výsledné hodnoty. Rozdílem je pouze odlišný tah pohonné jednotky (dané odlišným režimem) a výpočet pro hmotnost letounu s maximálním množstvím paliva a nulovým platícím zatížením (výsledky tohoto výpočtu jsou potřebné pro řešení závislosti doletu na platícím zatížení).



**Obr. 63,** Potřebný tah při maximální vzletové hmotnosti  
a využitelný tah při maximálním cestovním výkonu



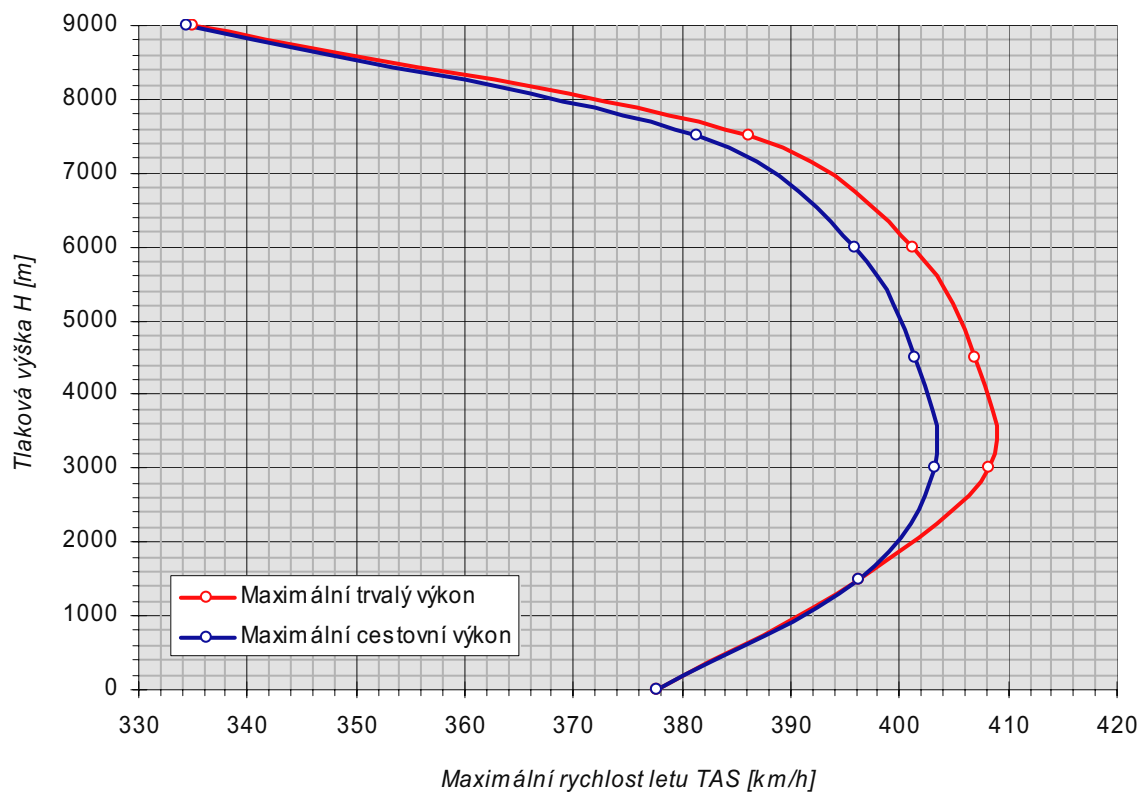
**Obr. 64.** Potřebný tah při hmotnosti 4568 kg  
a využitelný tah při maximálním cestovním výkonu

Hodnoty odečtené z grafů:

H [m]	m = m <sub>MTOW</sub> = 4600 kg				m = 4568 kg			
	V <sub>EAS</sub>		V <sub>TAS</sub>		V <sub>EAS</sub>		V <sub>TAS</sub>	
	[m.s <sup>-1</sup> ]	[km.h <sup>-1</sup> ]	[m.s <sup>-1</sup> ]	[km.h <sup>-1</sup> ]	[m/s]	[km/h]	[m/s]	[km/h]
0	104.9	377.6	104.9	377.6	104.9	377.6	104.9	377.6
1500	102.3	368.3	110.1	396.3	102.5	369.0	110.3	397.0
3000	96.5	347.4	112.0	403.3	96.6	347.8	112.1	403.7
4500	88.8	319.7	111.5	401.5	88.9	320.0	111.6	401.9
6000	80.7	290.5	110.0	395.9	80.9	291.2	110.2	396.9
7500	71.4	257.0	105.9	381.3	71.6	257.8	106.2	382.4
9000	57.3	206.3	92.9	334.3	58.3	209.9	94.5	340.2

**Tab. 39,** Maximální cestovní rychlost letu  $V_{CEST.MAX}$

Závislost rychlosti  $V_{CEST.MAX}$  na výšce letu při maximální vzletové hmotnosti je spolu s maximální rychlostí horizontálního letu  $V_H$  vykreslena na obr. 65.

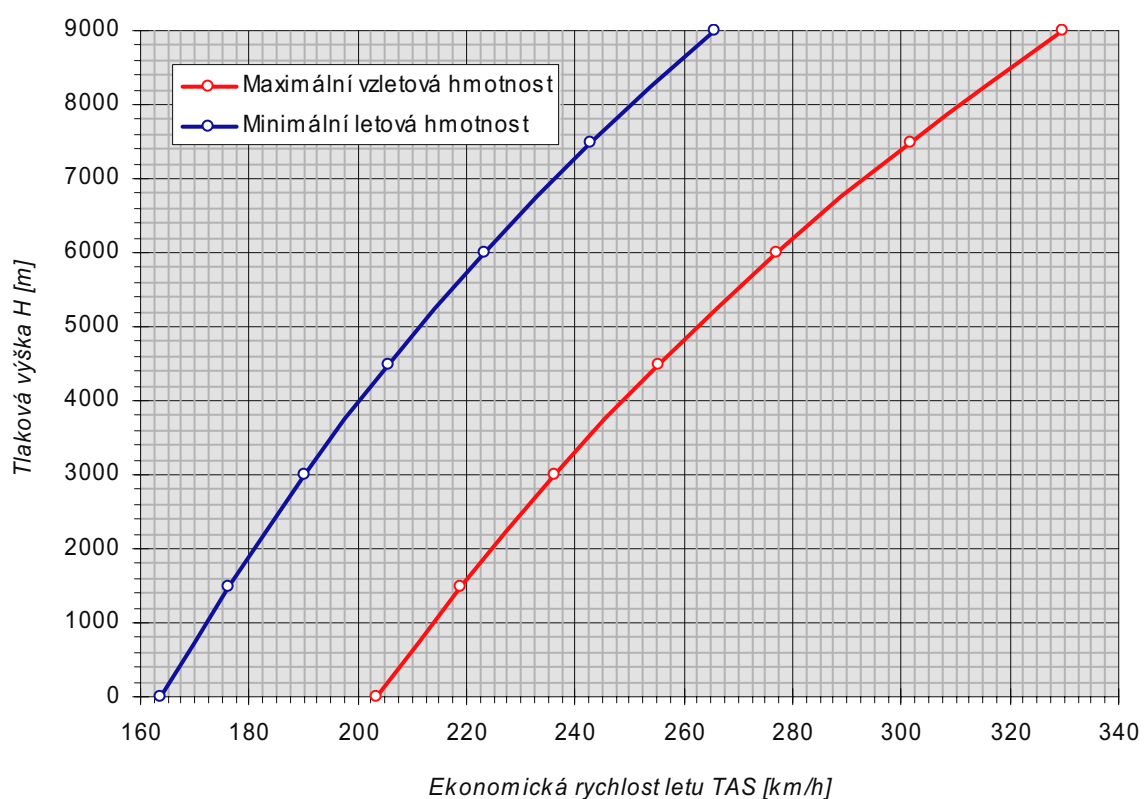


**Obr. 65,** Maximální rychlosti letu v různých režimech práce motorů při maximální vzletové hmotnosti letounu

### 5.1.3 EKONOMICKÁ CESTOVNÍ RYCHLOST LETU

Ekonomická rychlost letu je taková rychlost, při níž je potřebný tah pohonných jednotek minimální, jedná se o tzv. rychlost minimálního odporu. U vrtulových letounů zároveň představuje rychlost, při níž lze s daným letounem v dané konfiguraci dosáhnout maximálního doletu. Hodnoty uvedené v tab. 40 byly odečteny z grafů na obr. 61 a obr. 62. Uváděné hodnoty platí pro maximální vzletovou a minimální letovou hmotnost.

H [m]	m = m <sub>MTOW</sub> = 4600 kg				m = m <sub>MFW</sub> = 3066 kg			
	V <sub>EAS</sub>		V <sub>TAS</sub>		V <sub>EAS</sub>		V <sub>TAS</sub>	
	[m.s <sup>-1</sup> ]	[km.h <sup>-1</sup> ]	[m.s <sup>-1</sup> ]	[km.h <sup>-1</sup> ]	[m/s]	[km/h]	[m/s]	[km/h]
0	56.5	203.4	56.5	203.4	45.5	163.8	45.5	163.8
1500	56.5	203.4	60.8	218.9	45.5	163.8	49.0	176.2
3000	56.5	203.4	65.6	236.1	45.5	163.8	52.8	190.1
4500	56.5	203.4	71.0	255.4	45.5	163.8	57.1	205.7
6000	56.5	203.4	77.0	277.2	45.5	163.8	62.0	223.2
7500	56.5	203.4	83.8	301.7	45.5	163.8	67.5	243.0
9000	56.5	203.4	91.6	329.7	45.5	163.8	73.7	265.5

Tab. 40, Ekonomická rychlost letu  $V_{CEST.EKON}$ Obr. 66, Ekonomická rychlost letu  $V_{CEST.EKON}$  v závislosti na tlakové výšce při maximální vzletové a minimální letové hmotnosti

Z grafů na obr. 61 a obr. 62 je také možné odečíst hodnoty minimálních potřebných tahů  $F_{P(MIN)}$  :

m	$F_{P(MIN)}$ [N]
m <sub>MTOW</sub>	3460
m <sub>MF</sub>	2300

Tab. 41, Minimální potřebné tahy

## 5.2 LETOVÉ VÝKONY VE STOUPAVÉM LETU

K základním letovým výkonům ve stoupavém letu patří stoupavost (maximální stoupací rychlost), maximální úhel stoupání a praktický dostup letounu. Stoupavost je parametr, na němž závisí doba, po kterou bude letoun stoupat do cestovní výšky. Z pohledu bezpečnosti i hospodárnosti provozu je žádoucí, aby tento letový režim byl co nejkratší.

Aby mohl navrhovaný letoun létat v cestovní výšce 7 620 m, musí být nejprve prokázána jeho schopnost této výšky dosáhnout. Musí být tedy splněn požadavek, že maximální cestovní výška, povolená pro provoz tohoto letounu je menší než jeho praktický dostup.

Prakticky všechny tyto parametry závisejí na přebytku tahu, tedy na výkonnosti pohonných jednotek.

### 5.2.1 STOUPAVOST A MAXIMÁLNÍ ÚHEL STOUPÁNÍ

Stoupavost a maximální úhel stoupání jsou parametry závisející na přebytku tahu letounu v podmínkách, v nichž se letoun v daném okamžiku nachází. V následujících výpočtech jsou uvažovány tyto podmínky:

- režim letu: ustálený přímočarý stoupavý let
- režim motoru: maximální trvalý výkon
- konfigurace letounu: cestovní
- hmotnost letounu: maximální vzletová a minimální letová

Na základě hodnot získaných v předchozích výpočtech je možno například pro maximální vzletovou hmotnost letounu, v nulové výšce a při pravé vzdušné rychlosti letu  $100 \text{ m.s}^{-1}$  vypočítat tuto stoupací rychlost:

$$V_Z = V_{TAS} \cdot \frac{F_V - F_P}{m \cdot g} = 100 \cdot \frac{6882 - 6029}{4600 \cdot 9,80665} = 1,89 \text{ m.s}^{-1}$$

A úhel stoupání:

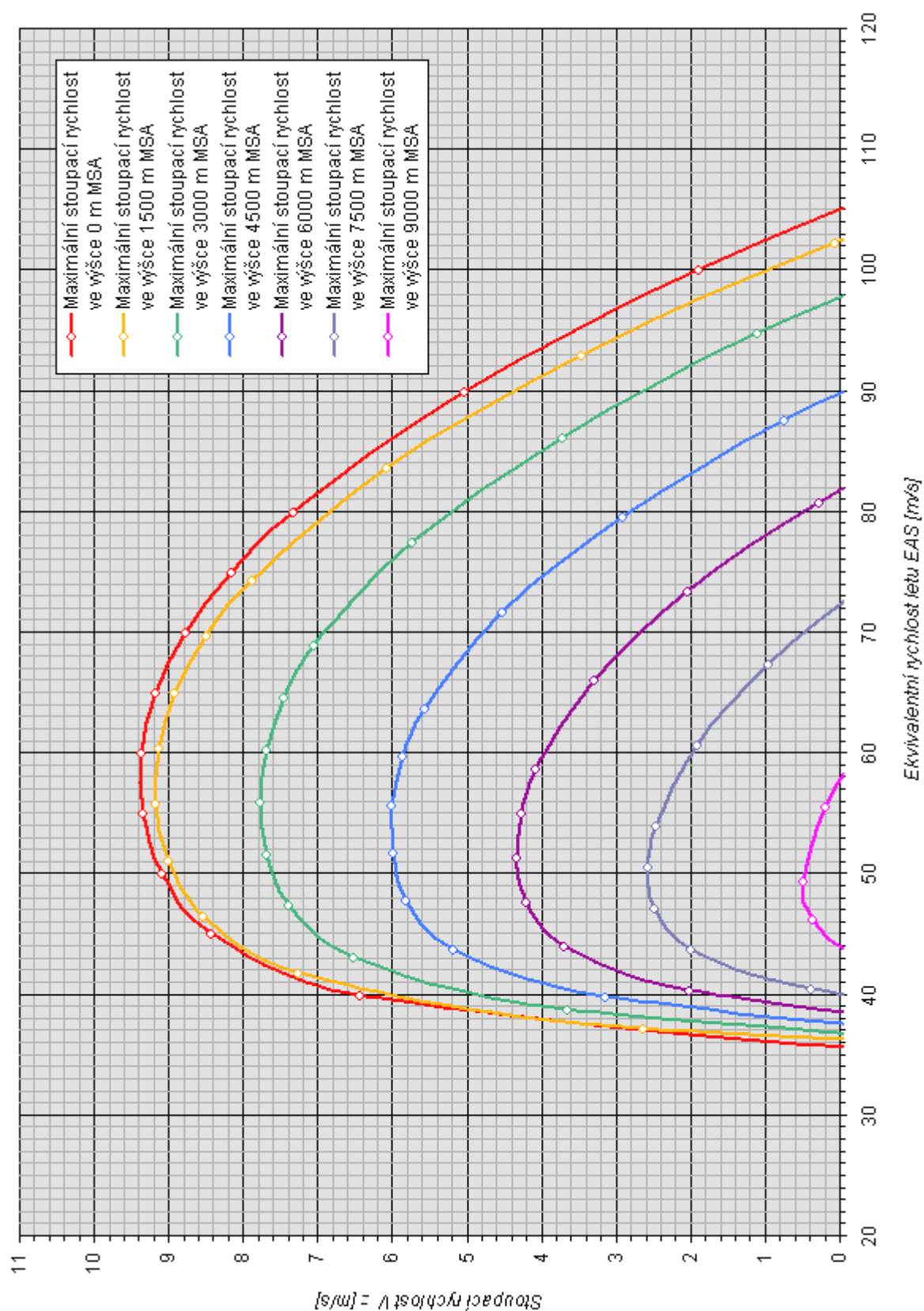
$$\gamma = \arcsin\left(\frac{V_Z}{V_{TAS}}\right) = \arcsin\left(\frac{1,89}{100}\right) = 0,0189 \text{ rad} = 1,08^\circ$$

Výsledné hodnoty pro všechny kombinace rychlostí letu a tlakových výšek pro obě zmíněné hmotnosti jsou v tab. X a tab. X. Grafy jsou pro lepší přehlednost zpracovány v rychlostech EAS.

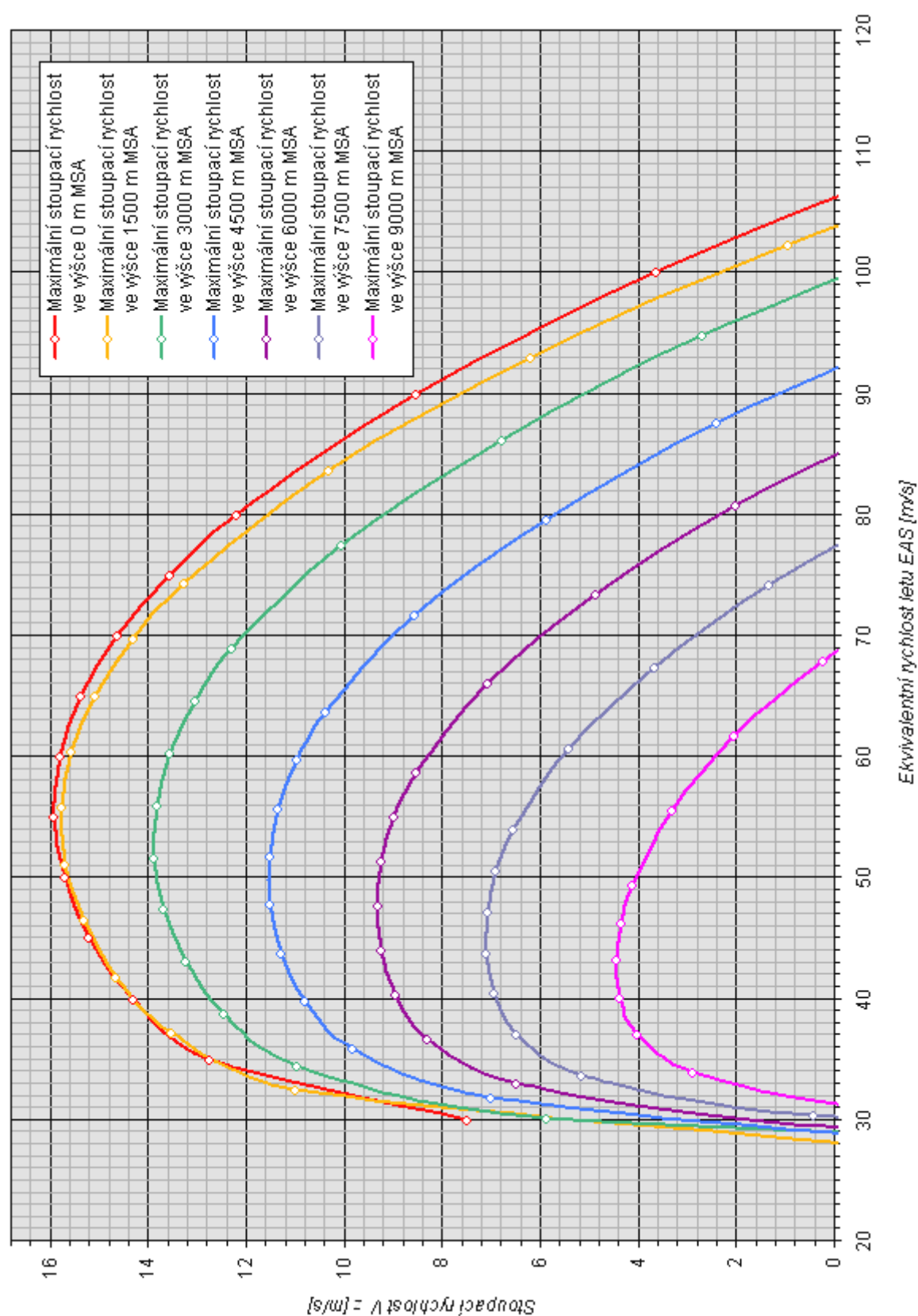
Maximální rychlosti stoupání  $V_{Z \text{ MAX}}$  a maximální úhly stoupání  $\gamma_{\text{MAX}}$ , dosažitelné v dané výšce při uvedených hmotnostech, jsou maxima hodnot  $V_Z$  a  $\gamma$ . Tyto maxima byla odečtena z grafů na obr. 67 až obr. 70 a jsou uvedeny v tab. 42.

H [m]	m = m <sub>MTOW</sub> = 4600 kg			m = m <sub>MFOW</sub> = 3066 kg		
	V <sub>Z MAX</sub>		γ MAX	V <sub>Z MAX</sub>		γ MAX
	[m.s <sup>-1</sup> ]	[m.min <sup>-1</sup> ]	[°]	[m.min <sup>-1</sup> ]	[m.s <sup>-1</sup> ]	[°]
0	9.39	563.4	10.85	15.95	957.0	21.60
1500	9.18	550.8	9.83	15.80	948.0	19.81
3000	7.77	466.2	7.76	13.90	834.0	16.29
4500	6.02	361.2	5.60	11.60	696.0	12.80
6000	4.33	259.8	3.73	9.31	558.6	9.62
7500	2.58	154.8	2.28	7.10	426.0	6.80
9000	0.50	30.0	0.38	4.45	267.0	3.93

**Tab. 42.** Maximální rychlosti stoupání a maximální úhly stoupání letounu

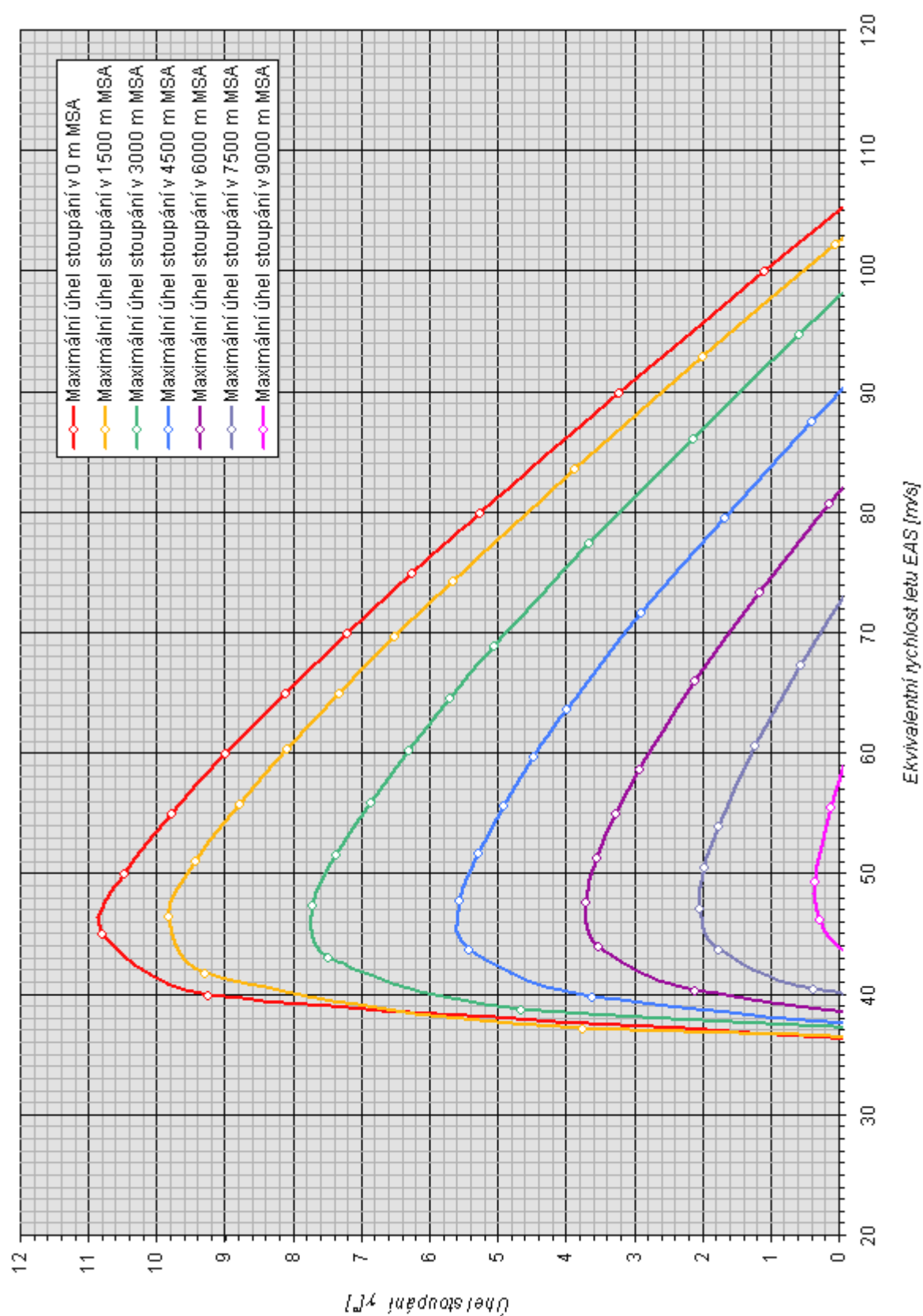


**Obr. 67,** Závislost stoupací rychlosti na ekvivalentní rychlosti letu při maximální vzletové hmotnosti letounu

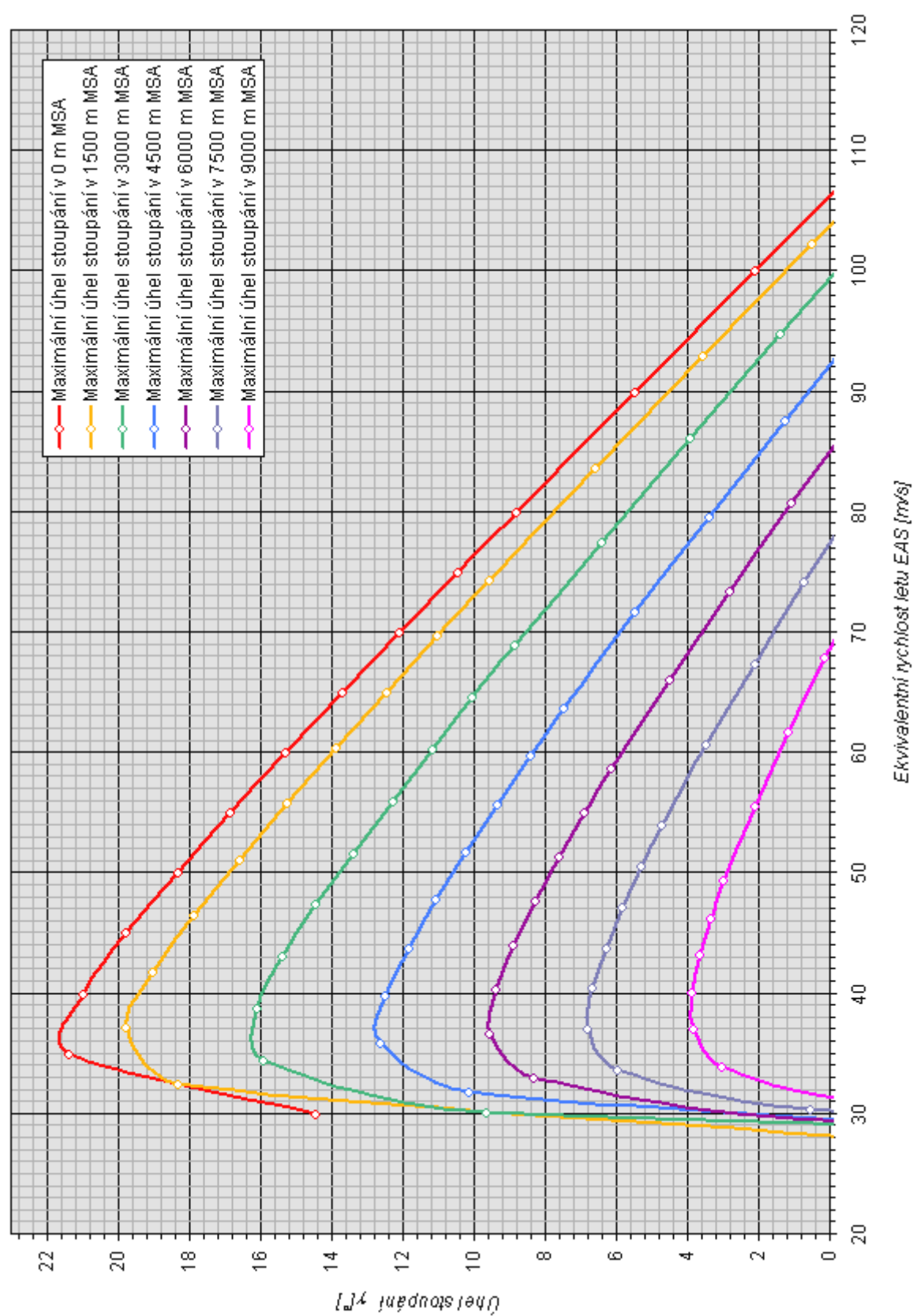


**Obr. 68.** Závislost stoupací rychlosti na ekvivalentní rychlosti letu při minimální letové hmotnosti letounu





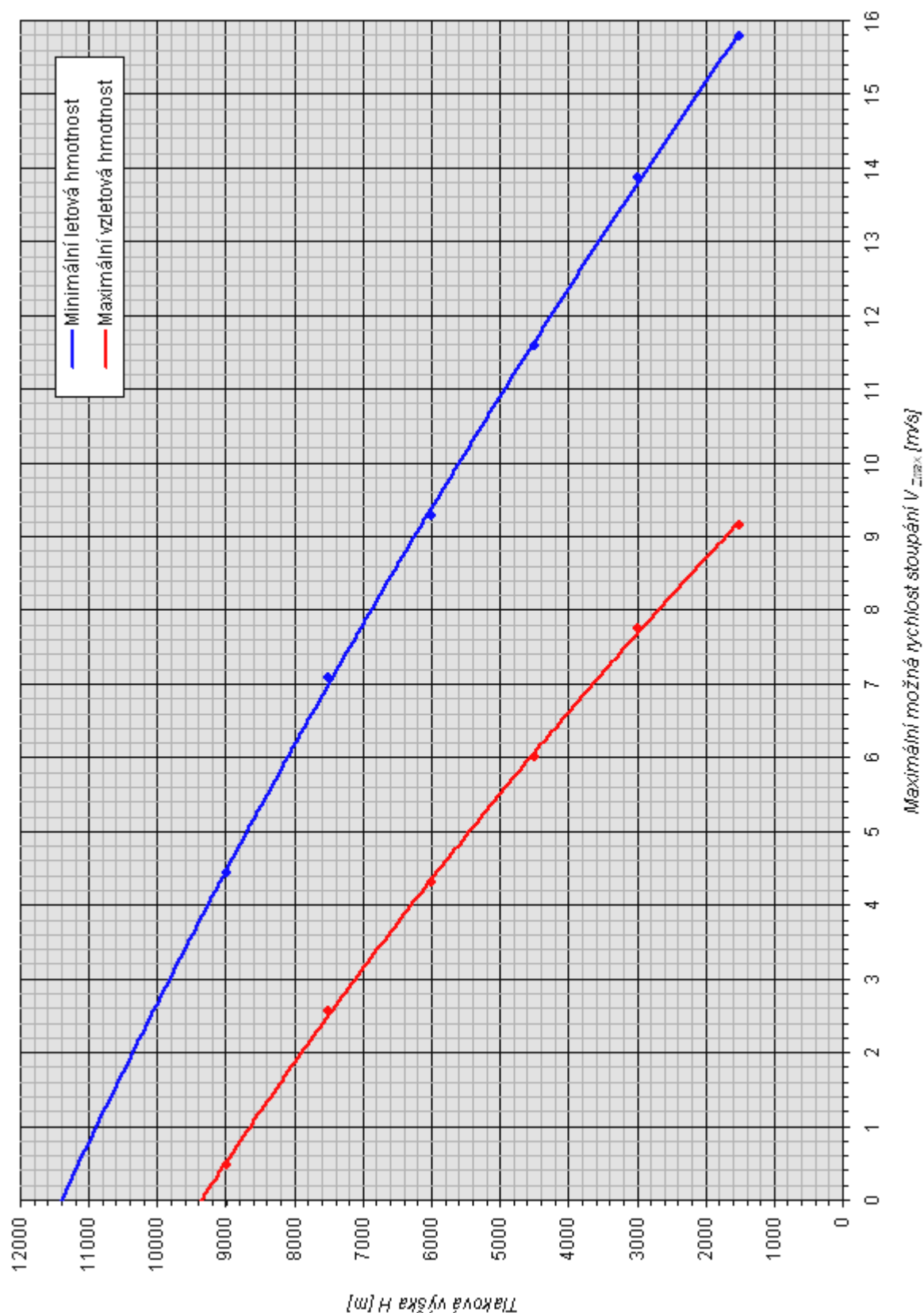
**Obr. 69,** Závislost úhlu stoupání na ekvivalentní rychlosti letu při maximální vzletové hmotnosti letounu



**Obr. 70,** Závislost úhlu stoupání na ekvivalentní rychlosti letu při minimální letové hmotnosti letounu

## 5.2.2 TEORETICKÝ A PRAKTICKÝ DOSTUP

Teoretický a praktický dostup se určí ze závislosti maximálních stoupacích rychlostech na výšce letu. Tyto závislosti jsou pro hmotnosti MTOW a MFW zobrazeny na obr. 71.



Obr. 71, Závislost maximálních stoupacích rychlostí na výšce letu

Teoretický dostup představuje tlakovou výšku, ve které již letoun není schopen dále stoupat, ale zároveň v ní dokáže letět horizontálním letem (tzn.  $V_{Z\text{ MAX}} = 0 \text{ m.s}^{-1}$ ). Praktický postup představuje takovou tlakovou výšku, ve které je letoun schopen stoupat maximálně pouze rychlostí  $0,5 \text{ m.s}^{-1}$ . Z grafu odečtené hodnoty dostupů jsou uvedeny v tab. 43.

Dostup [m]	Hmotnost letounu	
	$m_{\text{MTOW}}$	$m_{\text{MFW}}$
$H_{\text{TEOR}}$	9380	11400
$H_{\text{PRAKT}}$	9000	11160

**Tab. 43,** Teoretický a praktický dostup letounu

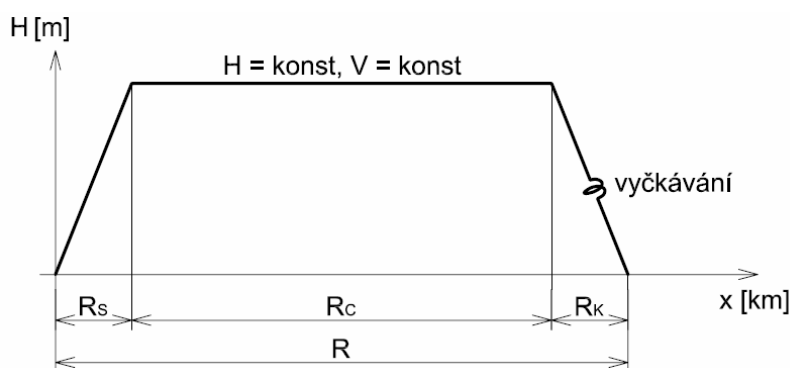
### 5.3 DOLET LETOUNU

Dolet je jedna z provozních charakteristik letounu, jenž má významný vliv na to, zda bude daný letoun komerčně úspěšný, či nikoliv.

V následujících výpočtech doletů se předpokládá profil letu typický pro dopravní letouny (viz obr. 72). Předpokládá se také, že palivo, které bude navíc spotřebováno v úseku  $R_s$ , během stoupání do cestovní výšky, bude ušetřeno během klesání z této výšky v úseku  $R_k$ . Za těchto předpokladů je možno řešit dolety pouze v jednom letovém režimu, kterým je horizontální let v dané výšce, tzn.  $R = R_c$ . V tomto případě se výška letu stejně jako rychlost letu nemění.

Dále se předpokládá, že:

- konfigurace letounu je cestovní (a nemění se)
- specifická spotřeba paliva je konstantní
- účinnost vrtule je konstantní
- výslednice tahu směřuje do směru letu



**Obr. 72,** Uvažovaný profil letu

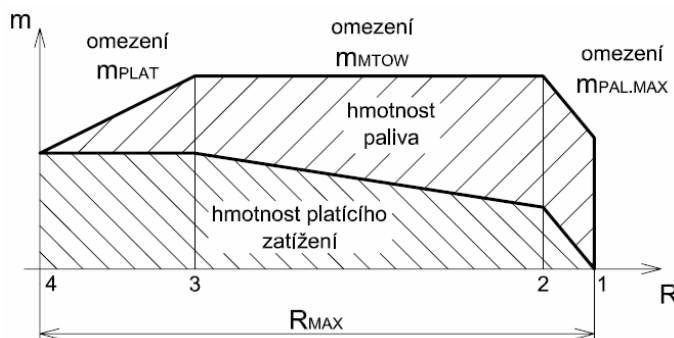
Je zřejmé, že na dolet má zásadní vliv množství paliva s nímž letoun odstartuje. Jeho množství je však vzhledem ke konstrukčnímu limitu maximální vzletové hmotnosti, resp. maximální hmotnosti užitečného zatížení, omezeno platícím zatížením, tj. množství (hmotností) cestujících a nákladu. Obecně je vliv platícího zatížení na dolet patrný z obr. 73.

Ve výpočtech jsou zahrnuty dolety s rezervou paliva na 30, resp. 45 minut letu na maximální trvalý výkon motorů. Množství paliva odpovídající těmto rezervám bylo převzato z podkladů k EV-55 od firmy Evektor a je následující:

$$m_{PAL.REZ30} = 170kg$$

$$m_{PAL.REZ45} = 255kg$$

Pro sestrojení diagramu závislosti doletu na platícím zatížení je nutno vyšetřit čtyři případy (body 1,2,3 a 4 v obr. 73), které se liší množstvím paliva i platícího zatížení, s nimiž letoun odstartoval.



**Obr. 73.** Typický průběh závislosti doletu na platícím zatížení

Bod 1 představuje případ, kdy letoun odstartuje s maximálním množstvím paliva a nulovým platícím zatížením. Platí tedy:

$$m_{PAL(1)} = m_{PAL.MAX} = 1656kg$$

$$m_{PLAT(1)} = 0kg$$

$$m_{TOW(1)} = m_{SEW} + n_{POS.MIN} \cdot m_{POS} + m_{PAL.MAX} = 2819 + 1 \cdot 93 + 1656 = 4568kg$$

V bodě 2 startuje letoun při maximální vzletové hmotnosti s maximálním množstvím paliva.

$$m_{PAL(2)} = m_{PAL.MAX} = 1656kg$$

$$m_{PLAT(2)} = m_{MTOW} - (m_{SEW} + n_{POS.MIN} \cdot m_{POS} + m_{PAL.MAX}) = 4600 - (2819 + 1 \cdot 93 + 1656) = 32kg$$

$$m_{TOW(2)} = m_{MTOW} = 4600kg$$

V bodě 3 má letoun při startu také maximální vzletovou hmotnost, ale množství paliva je omezeno maximální hmotností platícího zatížení.

$$m_{PAL(3)} = m_{MTOW} - (m_{SEW} + n_{POS.MIN} \cdot m_{POS} + m_{PLAT.MAX}) = 4600 - (2819 + 1 \cdot 93 + 1190) = 497kg$$

$$m_{PLAT(3)} = m_{PLAT.MAX} = 1190kg$$

$$m_{TOW(3)} = m_{MTOW} = 4600kg$$

Bod 4 představuje případ, kdy je letoun naložen maximálním množstvím platícího zatížení, ale s nulovým množstvím paliva. V takovém případě je však letoun neschopný provozu, a proto je dolet roven nule.

### 5.3.1 DOLET PŘI MAXIMÁLNÍ CESTOVNÍ RYCHLOSTI

Jedná se o dolet při maximálním cestovním režimu motorů. Rychlost letu je závislá na výšce letu a hmotnosti letounu, a byla dříve vyřešena.

Pro všechny výpočty doletů uvedené v této kapitole platí obecně níže uvedené vztahy, v nichž zatím neznámé veličiny, jako účinnost vrtule  $\eta_{VRT}$  a specifická spotřeba paliva  $C_{eP}$ , jsou charakteristiky pohonné jednotky závislé na režimu motoru, výšce a rychlosti letu.

Pro případ 1 jsou tyto parametry uvedeny v tab. 44.

H [m]	$V_{TAS}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$F_V'$ [daN]	$C_{eP}$ [kg.kW <sup>-1</sup> .h <sup>-1</sup> ]	$\eta_{VRT}$ [%]
0	377.6	328.01	0.4076	88.83
1500	397.0	313.64	0.3848	89.18
3000	403.7	284.25	0.3780	89.31
4500	401.9	248.86	0.3767	89.30
6000	396.9	217.84	0.3767	89.21
7500	382.4	191.11	0.3781	88.92
9000	340.2	171.98	0.3832	87.82

**Tab. 44.** Parametry pohonné jednotky při maximální cestovní rychlosti letounu o hmotnosti 4568 kg

Parametry pohonné jednotky potřebné pro výpočet doletu v případech 2 a 3 jsou v tab. 45.

H [m]	$V_{TAS}$ [km.h <sup>-1</sup> ]	$F_V'$ [daN]	$C_{eP}$ [kg.kW <sup>-1</sup> .h <sup>-1</sup> ]	$\eta_{VRT}$ [%]
0	377.6	328.01	0.4076	88.83
1500	396.3	314.21	0.3849	89.18
3000	403.3	284.49	0.3780	89.31
4500	401.5	249.07	0.3767	89.29
6000	395.9	218.32	0.3768	89.20
7500	381.3	191.55	0.3781	88.89
9000	334.3	174.07	0.3835	87.64

**Tab. 45.** Parametry pohonné jednotky při maximální cestovní rychlosti letounu o maximální vzletové hmotnosti 4600 kg

Jako příklad je uveden výpočet doletů v případě 1 ve výšce 0 m MSA.

Počáteční součinitel vztlaku (při počáteční hmotnosti) je:

$$c_{L1} = \frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 4568 \cdot 9,80665}{1,2256 \cdot 377,6^2 \cdot 25,196} = 0,264$$

Dolet bez palivové rezervy (pozn.: hodnota  $C_{eP}$  je přepočítána do základních jednotek kg.W<sup>-1</sup>.s<sup>-1</sup>):

$$R_{REZ0} = \frac{2 \cdot \eta_{VRT} \cdot K_{MAX}}{g \cdot C_{eP}} \cdot \arctg \left[ \frac{\frac{c_{L1}}{c_{LK}} \cdot \left( \frac{m_{PAL}}{m_{TOW}} \right)}{1 + \left( \frac{c_{L1}}{c_{LK}} \right)^2 \cdot \left( 1 - \frac{m_{PAL}}{m_{TOW}} \right)} \right]$$

$$R_{REZ0} = \frac{2 \cdot 0,8883 \cdot 13,032}{9,80665 \cdot 1,132 \cdot 10^{-7}} \cdot \arctg \left[ \frac{\frac{0,264}{0,915} \cdot \left( \frac{1656}{4568} \right)}{1 + \left( \frac{0,264}{0,915} \right)^2 \cdot \left( 1 - \frac{1656}{4568} \right)} \right] = 2062287m \cong 2062km$$

Dolet s rezervou paliva na 30 minut letu:

$$R_{REZ30} = \frac{2 \cdot \eta_{VRT} \cdot K_{MAX}}{g \cdot C_{eP}} \cdot \arctg \left[ \frac{\frac{C_{L1}}{C_{LK}} \cdot \left( \frac{m_{PAL} - m_{PAL.REZ30}}{m_{TOW}} \right)}{1 + \left( \frac{C_{L1}}{C_{LK}} \right)^2 \cdot \left( 1 - \frac{m_{PAL} - m_{PAL.REZ30}}{m_{TOW}} \right)} \right]$$

$$R_{REZ30} = \frac{2 \cdot 0,8883 \cdot 13,032}{9,80665 \cdot 1,132 \cdot 10^{-7}} \cdot \arctg \left[ \frac{\frac{0,264}{0,915} \cdot \left( \frac{1656 - 170}{4568} \right)}{1 + \left( \frac{0,264}{0,915} \right)^2 \cdot \left( 1 - \frac{1656 - 170}{4568} \right)} \right] = 1846361m \cong 1846km$$

Dolet s rezervou paliva na 45 minut letu:

$$R_{REZ45} = \frac{2 \cdot \eta_{VRT} \cdot K_{MAX}}{g \cdot C_{eP}} \cdot \arctg \left[ \frac{\frac{C_{L1}}{C_{LK}} \cdot \left( \frac{m_{PAL} - m_{PAL.REZ45}}{m_{TOW}} \right)}{1 + \left( \frac{C_{L1}}{C_{LK}} \right)^2 \cdot \left( 1 - \frac{m_{PAL} - m_{PAL.REZ45}}{m_{TOW}} \right)} \right]$$

$$R_{REZ45} = \frac{2 \cdot 0,8883 \cdot 13,032}{9,80665 \cdot 1,132 \cdot 10^{-7}} \cdot \arctg \left[ \frac{\frac{0,264}{0,915} \cdot \left( \frac{1656 - 255}{4568} \right)}{1 + \left( \frac{0,264}{0,915} \right)^2 \cdot \left( 1 - \frac{1656 - 255}{4568} \right)} \right] = 1738720m \cong 1739km$$

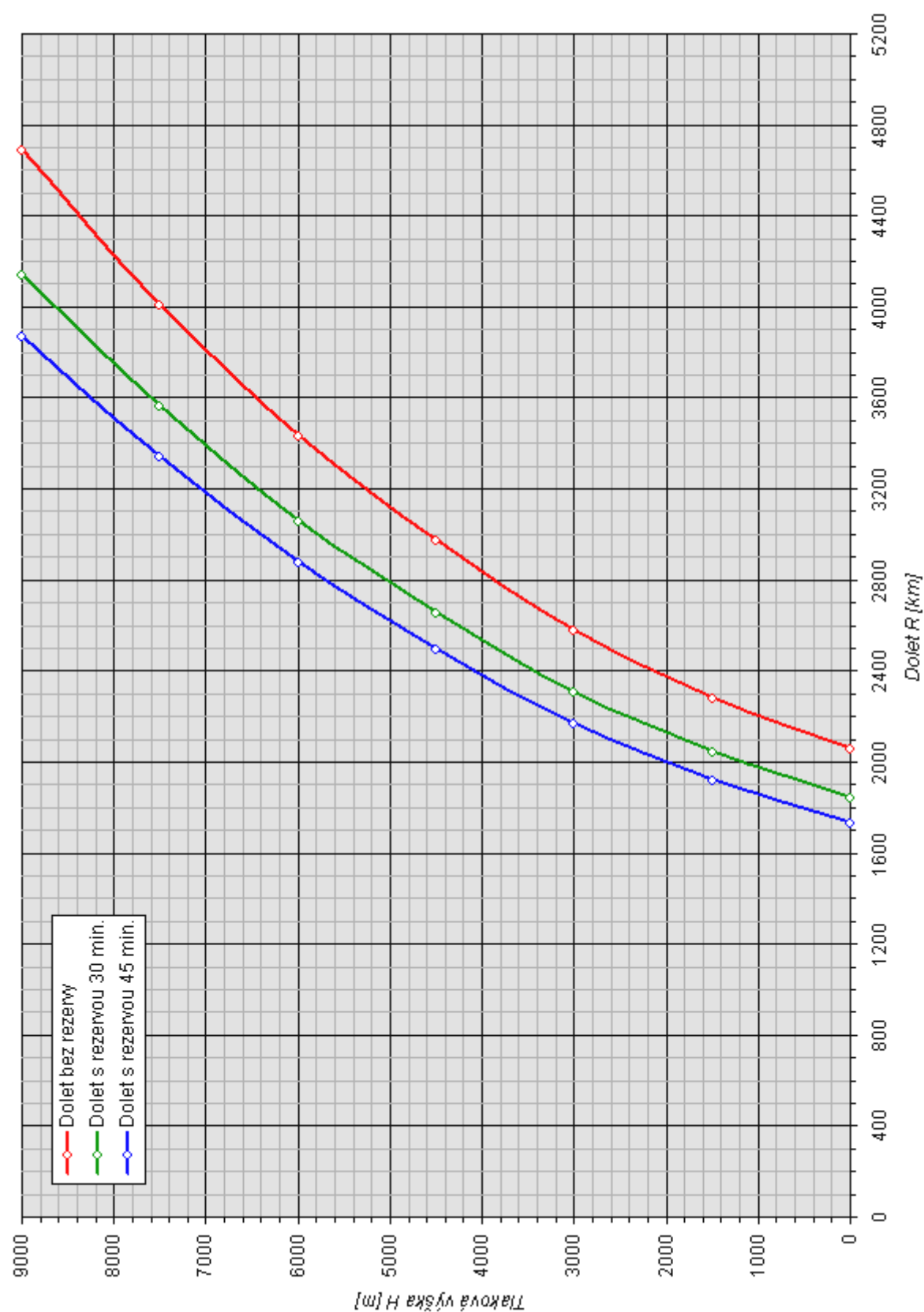
Tyto i všechny ostatní výsledky jsou uvedeny v tab. 46. Jednotlivé závislosti doletů na výšce letu jsou vyneseny v grafech na obr. 74, obr. 75 a obr. 76.

Z těchto závislostí je možno odečíst patřičné dolety v cestovní výšce 7 620 m. Tyto odečtené hodnoty jsou pro přehled uvedené v tab 46.

Případ	Užitečné zatížení		Dolet		
	$m_{PAL}$ [kg]	$m_{PLAT}$ [kg]	$R_{REZ0}$ [km]	$R_{REZ30}$ [km]	$R_{REZ45}$ [km]
1	1656	0	4070	3620	3400
2	1656	32	4050	3610	3390
3	498	1190	1100	705	515

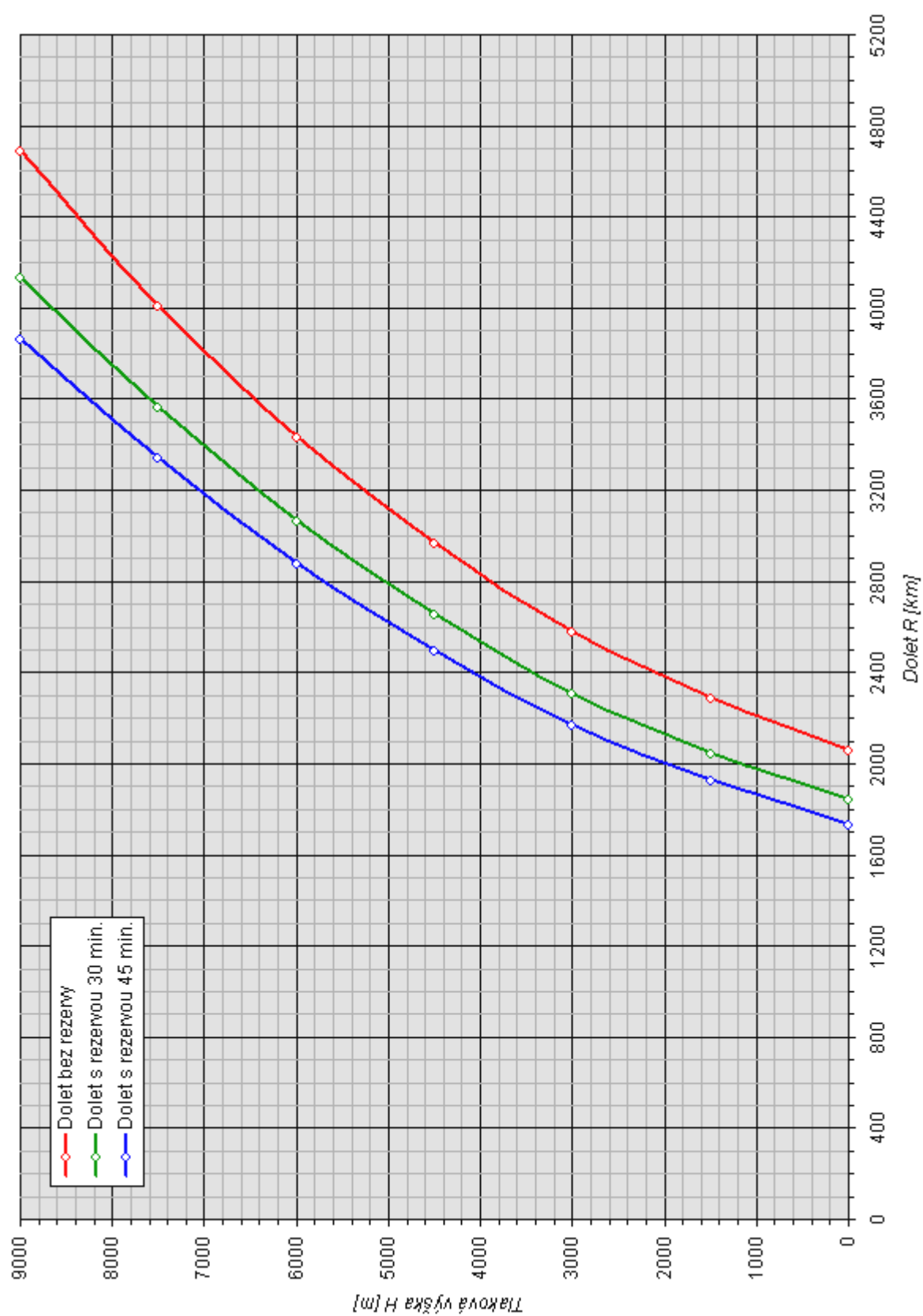
**Tab. 46.** Závislost doletu na užitečném zatížení při maximální cestovní rychlosti letu v cestovní výšce 7 620 m

Nyní již jsou známy všechny hodnoty potřebné pro sestavení závislostí doletu na platícím zatížení. Tyto závislosti jsou pro let maximální cestovní rychlosti v cestovní výšce 7620 m vykresleny v grafu v obr. 77.

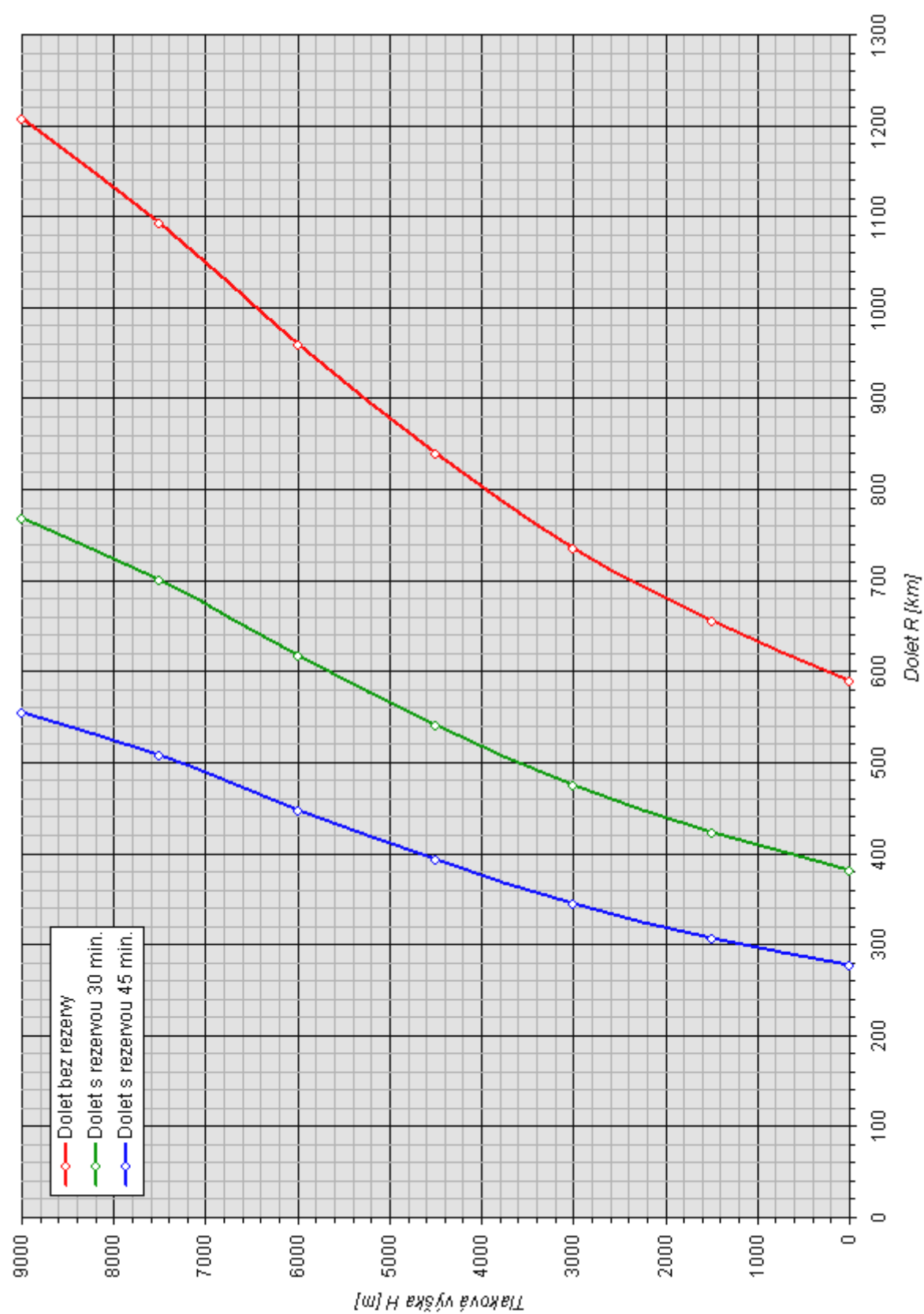


**Obr. 74.** Dolet při maximální cestovní rychlosti letounu pro případ 1

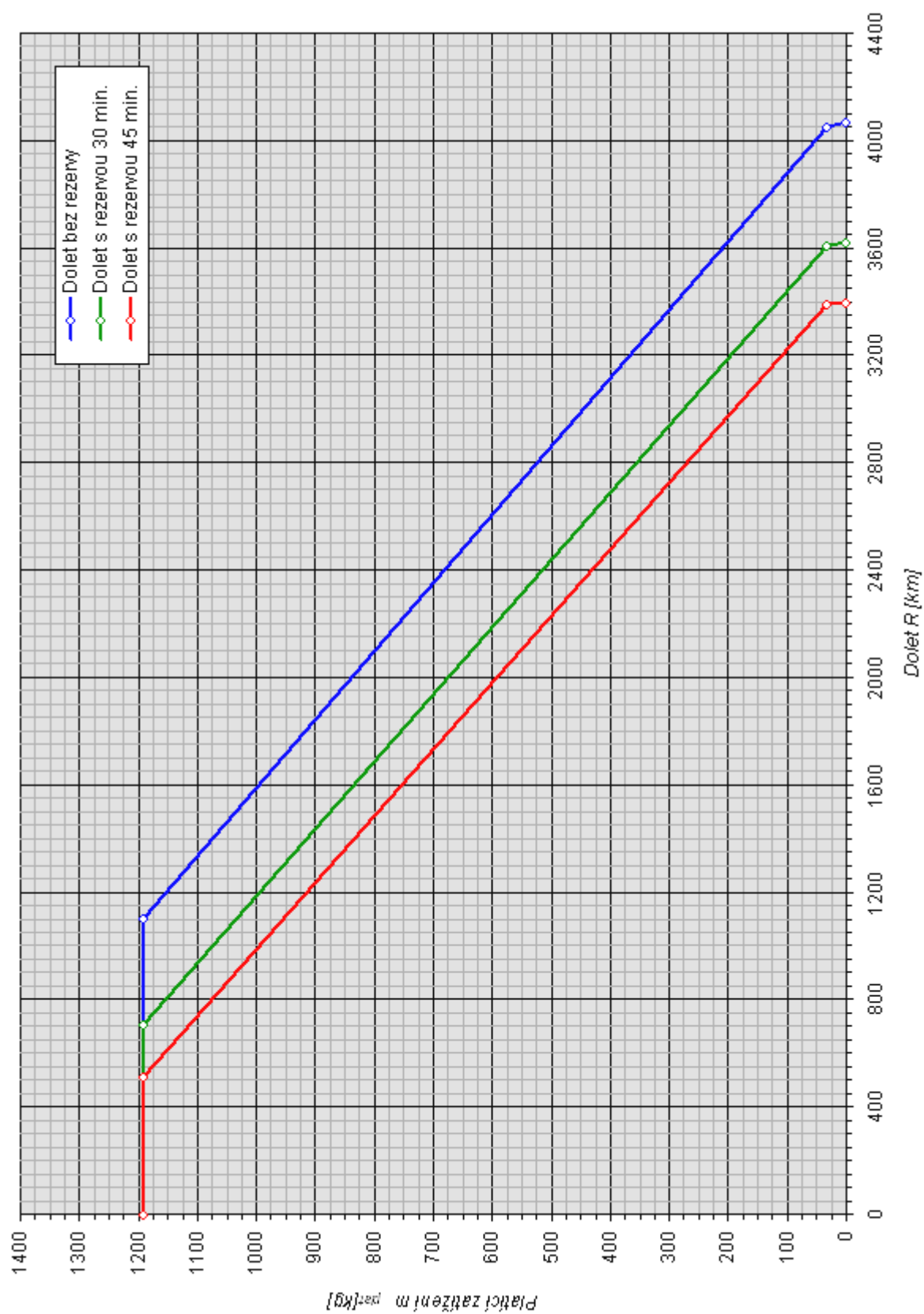




**Obr. 75,** Dolet při maximální cestovní rychlosti letounu pro případ 2



**Obr. 76.** Dolet při maximální cestovní rychlosti letounu pro případ 3



**Obr. 77,** Závislost doletu na placím zatížení při maximální cestovní rychlosti letu v cestovní výšce 7620 m

### 5.3.2 DOLET PŘI EKONOMICKÉ CESTOVNÍ RYCHLOSTI LETU

Při ekonomické cestovní rychlosti letu, neboli rychlosti minimálního odporu, lze s vrtulovým letounem dosáhnout největší možný dolet.

U tohoto výpočtu platí veškeré předpoklady uvažované při výpočtu doletů při maximální cestovní rychlosti. Pro zjednodušení bude výpočet proveden pouze pro případ 2. Na základě porovnání doletů při maximální cestovní a ekonomické cestovní rychlosti bude zřejmí vliv rychlosti letu na maximální ulétnutelnou vzdálenost.

Vlastní výpočet je velice podobný výpočtům doletů při maximální cestovní rychlosti letu. Jediný rozdíl spočívá mimo jiných vstupních dat v aproximaci potřebných charakteristik pohonné jednotky (obr. 78 a obr. 79). Režim motoru, který odpovídá vypočtenému minimálnímu tahu totiž nejsou známi. Charakteristiky pohonné jednotky v některých známých režimech letu jsou uvedeny v tab. 47. Průběh ekonomické rychlosti již byl vyřešen v jedné z předcházející podkapitol, stejně tak jako minimální potřebný tah při maximální vzletové hmotnosti.

Režim motoru		40% max. cest. výkonu			60% max. cest. výkonu		
H	VTAS	$F_V'$	$C_{EP}$	$\eta_{VRT}$	$F_V'$	$C_{EP}$	$\eta_{VRT}$
[m]	[km/h]	[daN]	[kg/kw.h]	[%]	[daN]	[kg/kw.h]	[%]
0	203.4	227.77	0.6270	80.06	347.10	0.5047	80.99
1500	218.9	231.32	0.5469	82.22	327.55	0.4622	82.13
3000	236.1	209.68	0.5071	83.64	286.54	0.4420	83.38
4500	255.4	184.28	0.4768	84.81	244.57	0.4270	84.66
6000	277.2	159.36	0.4525	85.95	205.05	0.4145	85.80
7500	301.7	134.78	0.4329	86.85	167.95	0.4053	86.88
9000	329.7	111.36	0.4181	87.67	135.28	0.3996	87.80
Režim motoru		80% max. cest. výkonu			100% max. cest. Výkonu		
H	VTAS	$F_V'$	$C_{EP}$	$\eta_{VRT}$	$F_V'$	$C_{EP}$	$\eta_{VRT}$
[m]	[km/h]	[daN]	[kg/kw.h]	[%]	[daN]	[kg/kw.h]	[%]
0	203.4	468.41	0.4397	79.49	547.26	0.4152	78.08
1500	218.9	422.61	0.4185	80.71	509.92	0.3940	78.91
3000	236.1	360.23	0.4084	82.24	427.85	0.3891	80.78
4500	255.4	300.66	0.4002	83.80	353.74	0.3858	82.65
6000	277.2	247.43	0.3942	85.24	288.50	0.3837	84.35
7500	301.7	200.42	0.3904	86.54	230.42	0.3831	86.00
9000	329.7	159.74	0.3882	87.64	175.77	0.3837	87.51

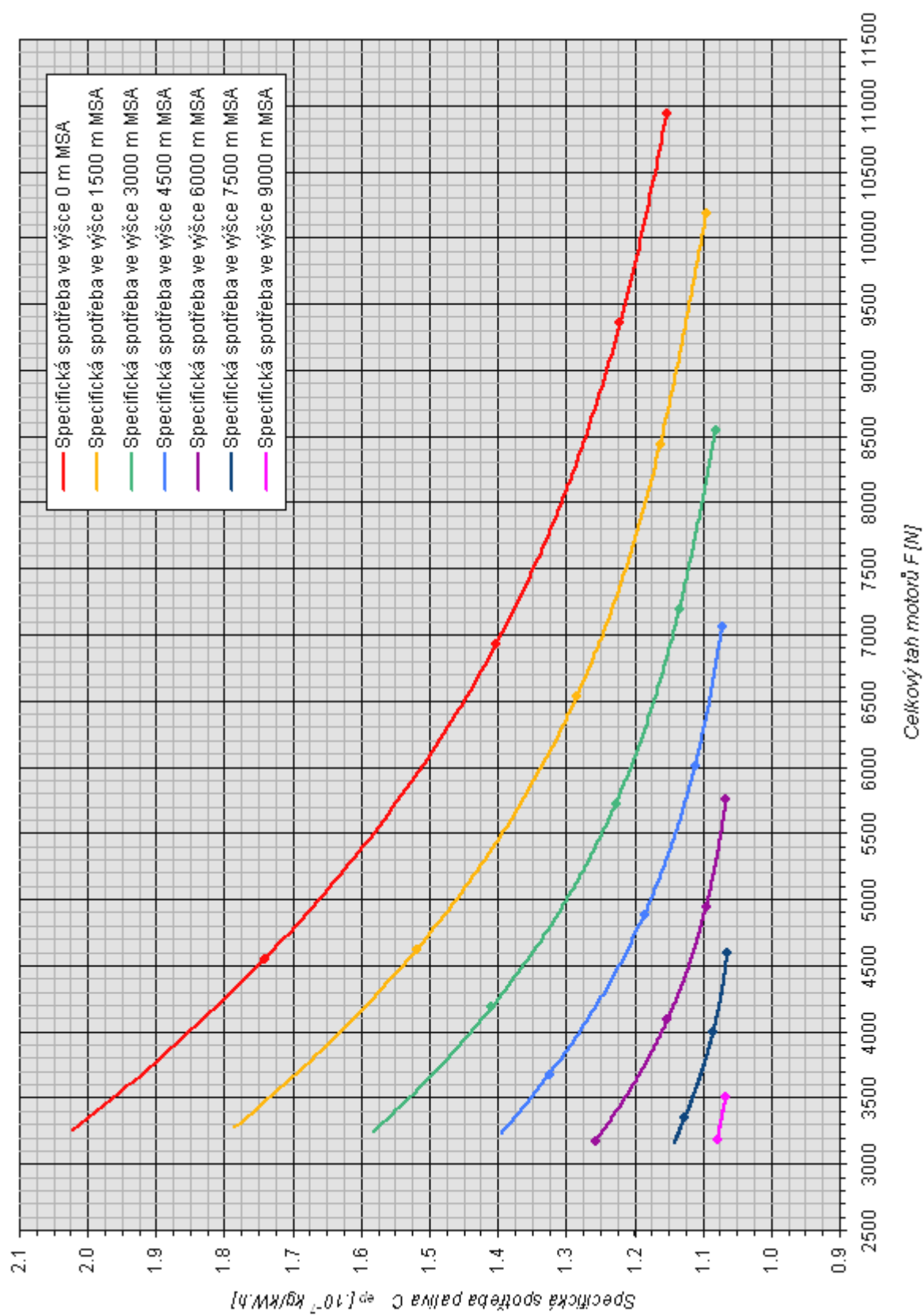
**Tab. 47.** Charakteristiky pohonné jednotky při ekonomické rychlosti ve vybraných režimech letu

Hodnoty účinnosti vrtule a specifické spotřeby paliva, použité ve výpočtech maximálního doletu, byly odečteny pro minimální potřebný tah 3460 N z grafů na obr. 78 a obr. 79.

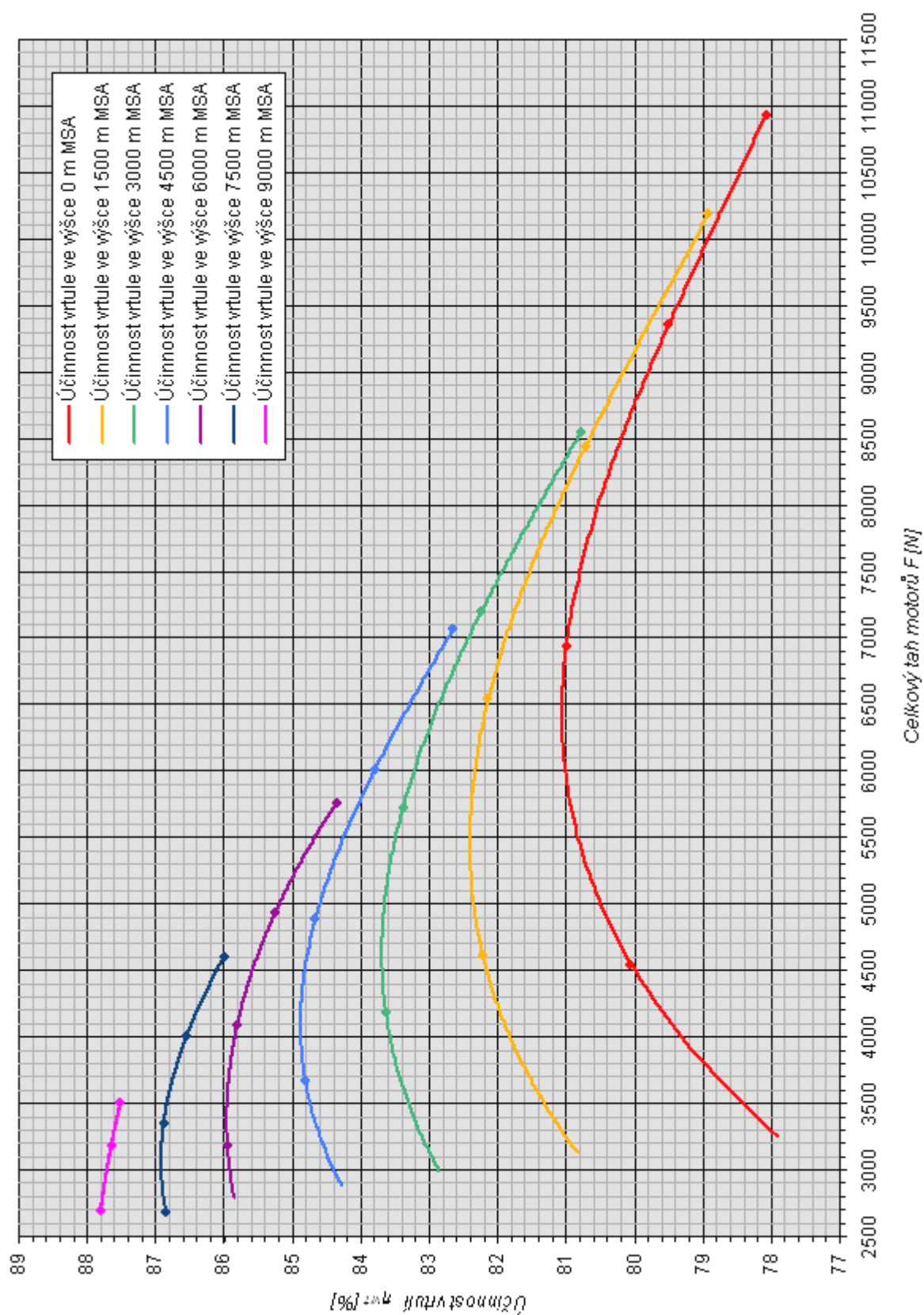
Závislost doletu na zvolené letové výšce je uvedena na obr. 80. Z tohoto obrázku byly také odečteny hodnoty doletu při ekonomické rychlosti, platné pro případ 2, které jsou uvedeny v tab. 48.

Případ	Užitečné zatížení		Dolet		
	$m_{PAL}$ [kg]	$m_{PLAT}$ [kg]	$R_{REZ0}$ [km]	$R_{REZ30}$ [km]	$R_{REZ45}$ [km]
2	1656	32	4480	3910	3640

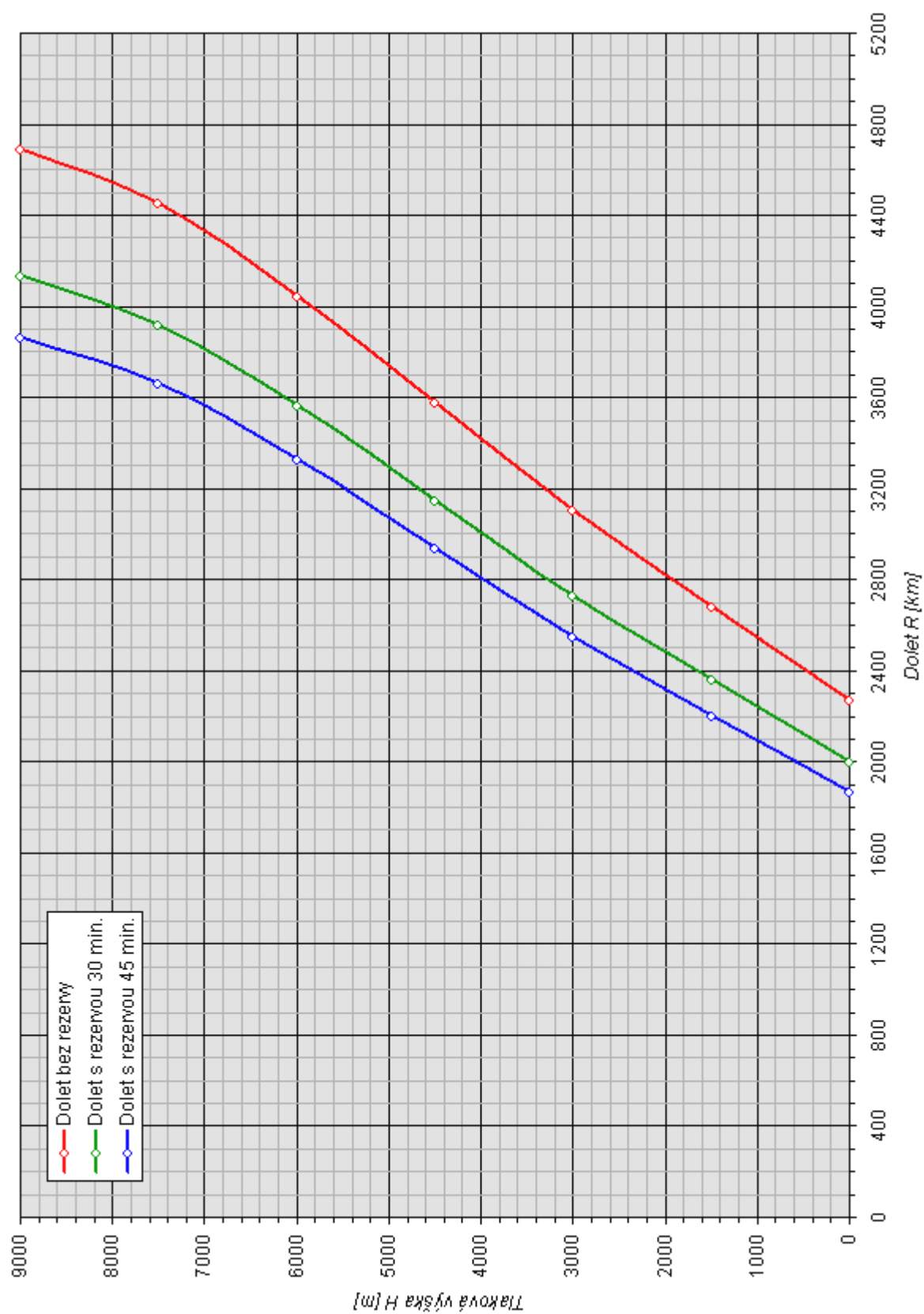
**Tab. 48.** Dolet při ekonomické cestovní rychlosti ve výšce 7620 m



**Obr. 78,** Specifická spotřeba paliva při ekonomické rychlosti v závislosti na režimu motoru



**Obr. 79,** Účinnost vrtule při ekonomické rychlosti  
v závislosti na režimu motoru



**Obr. 80,** Dolet při ekonomické cestovní rychlosti letu  
pro případ 2

## 6 POROVNÁNÍ VÝSLEDKŮ S KONKURENČNÍMI STROJI

Důležitou podmínkou pro zahájení důkladnějších prací na návrhu letounu je pečlivá analýza prodejních možností daného typu, jeho výhod oproti přímé konkurenci a vyhodnocení návratnosti investovaných prostředků. V této kapitole jsou některé charakteristiky navrhovaného letounu shrnuty a porovnány s obdobnými typy konkurenčních výrobců.

### Porovnání hmotností

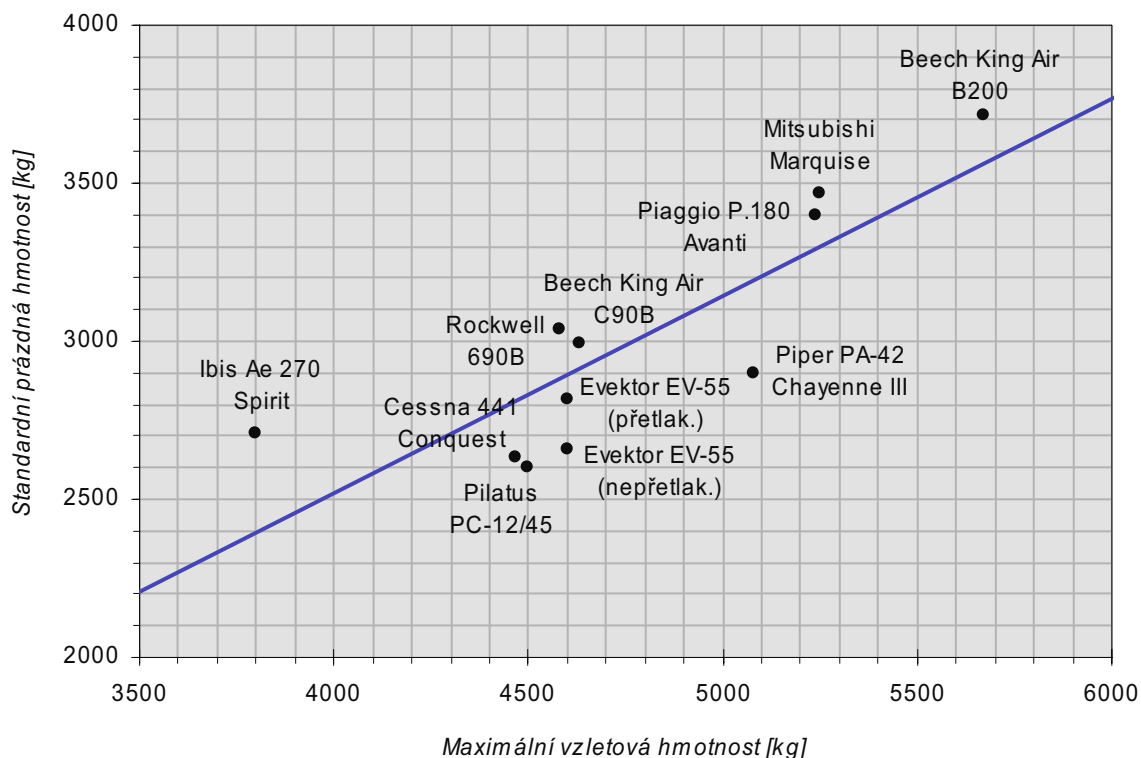
Celkovou hmotnost konstrukce letounu lze hodnotit několika způsoby. Jedním z nich je také porovnání poměrů standardní prázdné hmotnosti a maximální vzletové hmotnosti letounu s obdobnými konstrukcemi dalších výrobců. V tab. 49 je uveden přehled těchto charakteristických hmotností letounů, uvedených v kapitole 1.3, a taktéž letounu EV-55, jak stávající nepřetlakované verze, tak i navrhované verze s přetlakovou kabinou.

Letoun	$m_{SEW}$ [kg]	$m_{MTOW}$ [kg]	$m_{SEW} / m_{MTOW}$ [ - ]
Beech King Air B200	3715	5670	0,655
Beech King Air C90B	3040	4580	0,664
Cessna 441 Conquest	2630	4468	0,589
Ibis Ae 270 Spirit HP	2710	3800	0,713
Mitsubishi Marquise	3470	5250	0,661
Piaggio P.180 Avanti	3400	5240	0,649
Pilatus PC 12/45	2600	4500	0,578
Piper PA-42 Cheyenne III	2898	5080	0,570
Rockwell 690B Turbo Commander	2996	4630	0,647
Evektor EV-55 (nepřetlakovaná verze)	2658	4600	0,578
Evektor EV-55 (přetlakovaná verze)	2819	4600	0,613

**Tab. 49.** Charakteristické hmotnosti srovnatelných letounů

Jak je patrné z obr. 81, poměr prázdné hmotnosti ku maximální vzletové hmotnosti navrhovaného letounu se pohybuje kolem průměrné hodnoty tohoto parametru u konkurenčních strojů. Z obrázku je též patrný vliv rozdílu prázdných hmotností přetlakové a nepřetlakové verze.





**Obr. 81.** Porovnání poměru hmotností  $m_{SEW} / m_{MTOW}$  s konkurečními stroji

### Porovnání letových výkonů

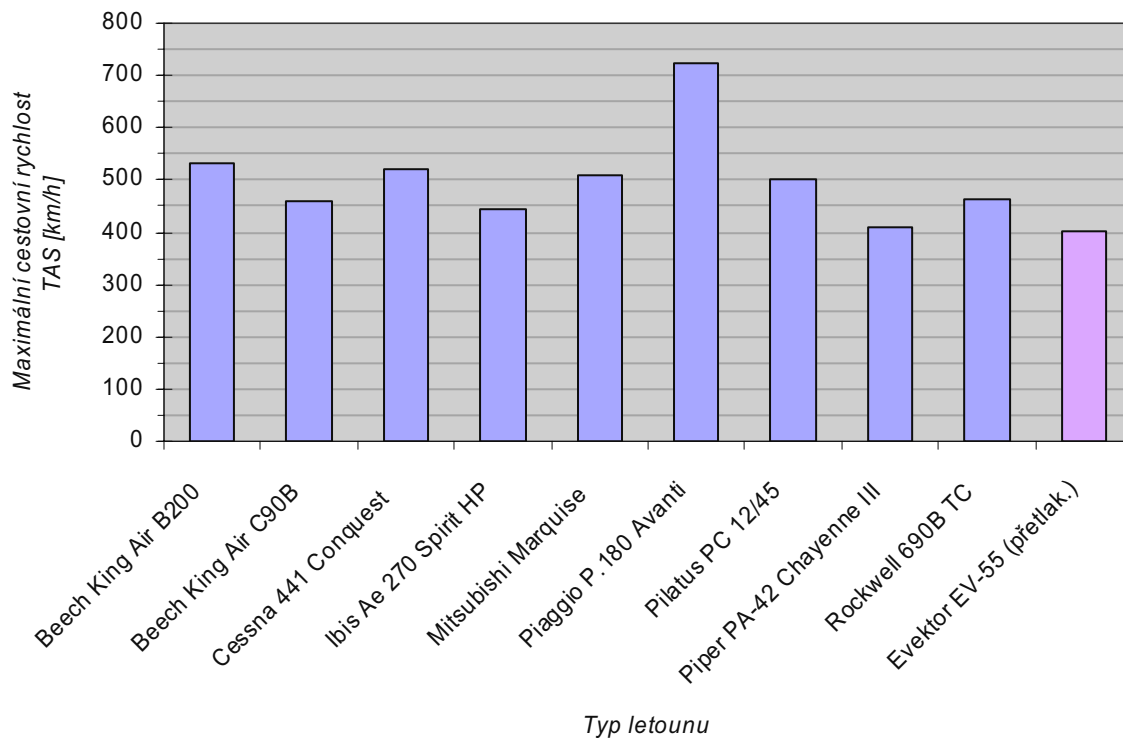
Cílem tohoto statistického rozboru je posoudit možnosti motorů Pratt & Whitney PT6A-21, použitých k pohonu nepřetlakové verze letounu EV-55, pro potencionálním použití u verze vybavené přetlakovou kabinou.

Takovýmto posouzením může být chápáno i porovnání letových výkonů s některými provozovanými letouny téže kategorie, určenými pro stejnou skupinu zákazníků. Pro toto srovnání byly vybrány čtyři základní výkony letounu, jež bývají uváděny v prospektech výrobců a popř. i v některých odborných literaturách. Jsou to maximální cestovní rychlost označená  $V_{CEST.MAX}$ , stoupavost v 0 m MSA označená  $V_{Z.MAX}$ , praktický dostup označený  $H_{PRAKT}$  a dolet značený  $R$ . Pro přehled jsou tato data uvedena v tab. 50, a jsou totožná s údaji v kap. 1.3.

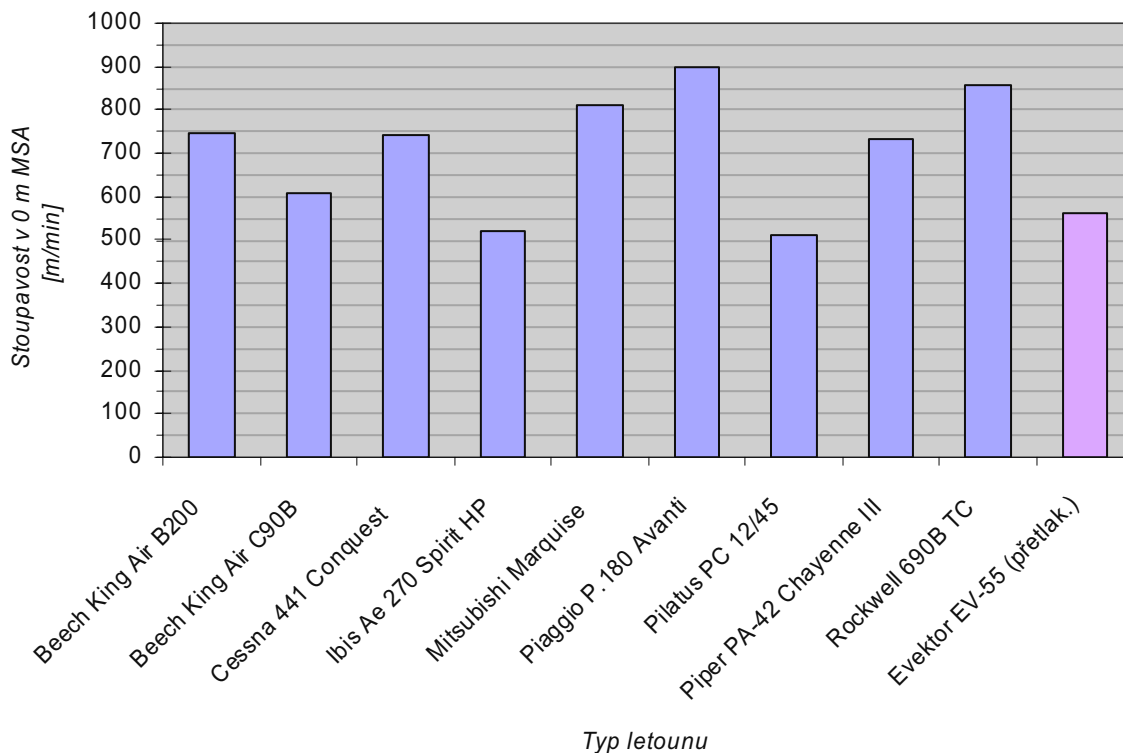
Letoun	$V_{CMAX}$ [km/h]	$V_{ZMAX}$ [m/min]	$H_{PRAKT}$ [m]	$R$ [km]
Beech King Air B200	533	747	10670	3495
Beech King Air C90B	461	610	9150	2920
Cessna 441 Conquest	520	744	10670	3833
Ibis Ae 270 Spirit HP	444	521	9140	2981
Mitsubishi Marquise	510	810	9070	2780
Piaggio P.180 Avanti	724	899	11885	3320
Pilatus PC 12/45	500	512	10670	4187
Piper PA-42 Cheyenne III	410	732	9755	3954
Rockwell 690B TC	465	858	9995	2725
Evektor EV-55 (přetlak.)	403	563	9000	4070

**Tab. 50.** Základní letové výkony navrhovaného letounu a jeho konkurentů

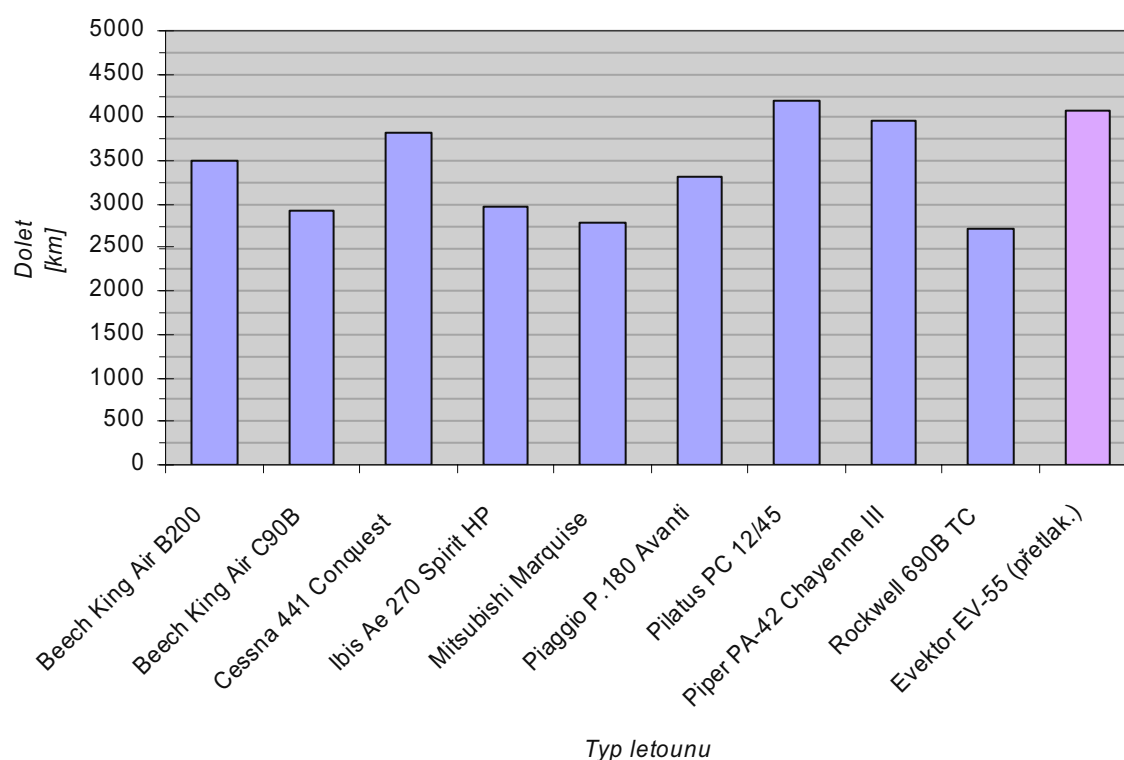
I přes značnou snahu není možno považovat data uvedená u konkurenčních letounů za absolutně korektní, neboť každý zdrojový materiál uvádí jiné hodnoty, a je téměř nemožné určit, které z nich, a zda vůbec některé, jsou správné. Z tohoto pohledu představuje největší problém dolet, jenž závisí na mnoha parametrech, jenž v některých případech nebyly nijak definovány.



**Obr. 82,** Porovnání maximální cestovní rychlosti s konkurenčními letouny



**Obr. 83,** Porovnání stoupavosti s konkurenčními letouny



**Obr. 84.** Porovnání doletu s konkurenčními letouny

Z grafů vyplívá, že by bylo vhodné zvýšit maximální cestovní rychlost a stoupavost navrhovaného letounu. Toho může být dosaženo použitím výkonnějších pohonných jednotek. Některé z možných variant jsou uvedeny v kap. 2.4. Dolet letounu je naopak v porovnání s ostatními srovnávanými typy vynikající. Při použití výkonnějších motorů však lze očekávat jeho pokles.

## 7 ZÁVĚR

Na základě statistiky konkurenčních letounů a analýzy stavebních předpisů byla stanovena maximální povolená cestovní výška na 7 620 m (25 000 ft). Pro bezpečný pobyt osob na palubě letounu v této výšce je nutno vytvořit v kabině přetlak o velikosti 38 kPa.

Vzhledem k odlišnosti zatížení u konstrukce přetlakové a nepřetlakové kabiny je nutné výrazně upravit konstrukci trupu v oblasti kabiny. Mimo výraznější vyztužení potahu podélným i příčným systémem je nutné upravit celkovou geometrii kabiny. Tím se rozumí průřez trupu a jeho tvar v průmětu do roviny symetrie. Jako konstrukčně i technologicky nejvýhodnější se jeví takový tvar, který je z velké části prizmatický. S ohledem na dosažení nižší hmotnosti letounu je výhodné přetlakovat celý průřez trupu v úseku mezi přední a zadní přetlakovou stěnou. Přední stěna je umístěna mezi kabinou pilotů a předním zavazadlovým prostorem a je řešena standardně (je rovinná). Zadní stěnu je výhodnější umístit mezi kabinu a zadní zavazadlový prostor. Z důvodu úspory prostoru i značného zjednodušení její konstrukce je výhodnější, aby i tato stěna byla rovinná. Protože jedním z požadavků je použitelnost maximálního množství součástí z nepřetlakované verze letounu, je na trupu nutno vyřešit několik míst, v nichž je narušena plynulost vnějšího tvaru. Těmito místy jsou výřez pro umístění průběžného křídla, podvozkové šachty hlavního podvozku a prostor válce předního podvozku.

Dále byla navržena konstrukce klimatizační soustavy zabezpečující v kabině přijatelné podmínky pro lidský organismus. Ta využívá vzduch odebíraný z kompresorů motorů. Pro případ selhání této soustavy musí být na palubě instalována také soustava, jejímž úkolem je dodávat všem osobám na palubě kyslík až do doby, než letoun sestoupí do bezpečné výšky (max. 13 000 ft). Navržená soustava je řešena centrálním rozvodem kyslíku z tlakové láhve k místům všech osob na palubě.

Stanoveny byly také některé významné hmotnosti letounu, z nichž maximální vzletová hmotnost zůstala shodná s nepřetlakovanou verzí a standardní prázdná hmotnost vzrostla vlivem úprav konstrukce a systémů o 155,6 kg. I přesto je hmotnost letounu v poměru k maximální vzletové hmotnosti letounu v porovnání s konkurencí nízká. Současně s nárůstem hmotnosti došlo také k posunu těžiště prázdného letounu o 49 mm směrem dozadu. Tato hodnota odpovídá 3,07 % střední aerodynamické těživy. Posun prázdné hmotnosti lze vykompenzovat ložným plánem a tudíž neomezuje provoz letounu.

Vlivem zvýšení dovolené cestovní výšky vzrostl maximální dolet letounu z 2 260 km na 3 620 km (při maximální cestovní rychlosti a s rezervou paliva na 30 min. let). Oproti tomu maximální cestovní rychlost v cestovní hladině a stoupavost letounu jsou v porovnání s konkurencí velmi nízké.

Z uvedeného vyplývá, že úprava letounu EV-55 pro přetlakování je proveditelná. Avšak proto, aby bylo dosaženo lepší konkurenceschopnosti oproti obdobným typům letounů jiných výrobců, by bylo třeba nahradit motory PT6A-21 výkonnějšími. Musí však být brán ohled na omezení plynoucí z obálky zatížení. Takto by letoun dosahoval vyšší cestovní rychlosti a stoupavosti. Zároveň by ale pravděpodobně vzrostla prázdná hmotnost letounu a klesl jeho dolet.

## 8 SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] Donald, D.: *Encyklopedie letadel světa*, Ottovo nakladatelství s.r.o., Praha, 1999.
- [2] Jackson, P.: *Jane's All the World's Aircraft 2004-2005*, Janes's information group limited, Coulsdon, UK, 2004.
- [3] Mertl, V.: *Konstrukce a projektování letadel*, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Brno, 2000.
- [4] Němeček, V.: *Atlas letadel - Dvumotorová proudová a turbovrtulová letadla*, Nakladatelství dopravy a spojů, Praha, 1981.
- [5] Niu, C. Y.: *Airframe structural design*, 2<sup>nd</sup> ed., Conmilit press LTD., Hong-kong, 1988.
- [6] Roskam, J.: *Airplane design – Part V: Component weight estimation*, Roskam aviation and engineering corporation, Ottawa, 1985.
- [7] Stavovčík, B.: *Všeobecné znalosti letounů 1. díl*, Akademické nakladatelství CERM s.r.o., Brno, 2002.
- [8] Torenbeek, E.: *Synthesis of subsonic airplane design*, Delft university press, Rotterdam, 1976.
- [9] Třetina, K.: *Letadlové instalace – část II*, Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1987.
- [10] Tůma, J.: *Všeobecné znalosti letounů – Nouzové vybavení*, Řízení letového provozu České republiky, s.p. - Výcvikové středisko, Praha, 1999.
- [11] AC 23-19A: *Airframe guide for certification of part 23 airplanes*, U. S. Department of transportation, Federal aviation administration, USA, 2007
- [12] CS-23: *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobytic, and Commuter Category Aeroplanes*, European Aviation Safety Agency, Brussels, 2003.
- [13] MIL-HDBK-5H: *Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures*, Department of defence, USA, 1998.
- [14] Airlines.net. HTML Web pages, Dostupné z: <<http://www.airliners.net>>
- [15] Avia propeller. HTML Web pages, Dostupné z: <<http://www.aviapropeller.com>>
- [16] Evektor. HTML Web pages, Dostupné z: <<http://www.evektor.cz>>
- [17] Flight International. HTML Web pages, Dostupné z: <<http://www.flightglobal.com>>
- [18] Pratt & Whitney Canada. HTML Web pages, Dostupné z: <<http://www.pwc.ca>>

## 9 SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

$a$	$[m.s^{-1}]$	rychlost zvuku
$a_L$	$[rad^{-1}]$	sklon vztlakové čáry letounu
$A_P$	$[m^2]$	plocha průřezu
$b$	$[m]$	šířka
$c$	$[m]$	středí aerodynamická těživa
$C_D$	$[-]$	součinitel odporu
$C_L$	$[-]$	součinitel vztlaku
$C_{LK}$	$[-]$	součinitel vztlaku při maximální klouzavosti
$C_{NA}$	$[-]$	součinitel normální síly
$C_{SAT}$	$[m]$	středí aerodynamická těživa
$C_{SGT}$	$[m]$	střední geometrická těživa
$C_T$	$[\%]$	centráž
$C_{ep}$	$[kg.W^{-1}.s^{-1}]$	měrná spotřeba paliva
$C_h$	$[kg.h^{-1}]$	hodinová spotřeba paliva
$D$	$[N]$	aerodynamický odpor
$E$	$[MPa]$	modul pružnosti v tahu
$F$	$[N]$	síla
$F_P$	$[N]$	potřebný tah
$F_V$	$[N]$	využitelný tah
$g$	$[m.s^{-1}]$	tíhové zrychlení
$G$	$[MPa]$	modul pružnosti ve smyku
$h$	$[m]$	výška
$H$	$[m]$	tlaková výška
$H_{KAB}$	$[m]$	kabinová výška
$H'$	$[m]$	referenční kabinová výška
$k_g$	$[-]$	zmírňující pohybový součinitel
$K$	$[-]$	klouzavost
$l$	$[m]$	vzdálenost
$L$	$[K.m^{-1}]$	změna teploty s nadmořskou výškou
$L$	$[N]$	aerodynamický vztlak
$m$	$[kg]$	hmotnost
$m_{MTOW}$	$[kg]$	maximální vzletová hmotnost
$m_{MFW}$	$[kg]$	minimální letová hmotnost
$m_{SEW}$	$[kg]$	standardní prázdná hmotnost
$M$	$[-]$	Machovo číslo
$M$	$[-]$	ohybový moment
$n$	$[-]$	násobek zatížení
$n_{PAS}$	$[-]$	maximální počet osob na palubě letounu (pasádka + cestující)
$p$	$[Pa]$	tlak
$P$	$[W]$	výkon
$P$	$[Pa]$	kabinový přetlak
$Q_m$	$[kg.s^{-1}]$	hmotnostní tok
$Q_v$	$[m^3.s^{-1}]$	objemový tok
$R$	$[J.kg^{-1}.K^{-1}]$	univerzální plynová konstanta
$R$	$[km]$	dolet
$s$	$[m]$	obvod
$S$	$[m^3]$	plocha
$T$	$[^{\circ}C, K]$	teplota

$U_{de}$	$[m \cdot s^{-1}]$	odvozená rychlost poryvu
$V$	$[m \cdot s^{-1}]$	rychlost
$V_{EAS}$	$[m \cdot s^{-1}]$	ekvivalentní rychlost
$V_{TAS}$	$[m \cdot s^{-1}]$	pravá vzdušná rychlost
$W$	$[lb]$	hmotnost
$x$	$[m]$	souřadnice x
$x_T$	$[m]$	poloha těžiště ve směru osy x
$y$	$[m]$	souřadnice y
$z$	$[m]$	souřadnice z
$\alpha_{ZRK}$	$[^\circ]$	úhel mezi odporovou osou a základní rovinou trupu (ZRT)
$\delta_{KL}$	$[^\circ]$	výchylka klapky
$\delta_P$	$[-]$	poloha podvozku
$\Delta m$	$[kg]$	přírůstek hmotnosti
$\Delta p_{KAB}$	$[Pa]$	kabinový přetlak za provozu
$\gamma$	$[^\circ]$	úhel stoupání
$\eta_{VRT}$	$[\%]$	účinnost vrtule
$\kappa$	$[-]$	polytropický exponent pro vzduch
$\mu$	$[-]$	Poissonovo číslo
$\mu_g$	$[-]$	letadlový hmotový poměr
$\rho$	$[kg \cdot m^{-3}]$	hustota
$\sigma$	$[MPa]$	napětí
$\sigma_{nom}$	$[MPa]$	nominální napětí v konstrukci
RS		rovina symetrie
ZRT		základní rovina trupu

## 10 SEZNAM PŘÍLOH

Příloha 1	Konstrukce obdobných letounů vybavených přetlakovou kabinou
Příloha 2	Muška letounu
Příloha 3	Geometrie typického průřezu trupu
Příloha 4	Obálky zatížení
Příloha 5	Tabulky výsledků výpočtů letových výkonů